



저작자표시-비영리-변경금지 2.0 대한민국

이용자는 아래의 조건을 따르는 경우에 한하여 자유롭게

- 이 저작물을 복제, 배포, 전송, 전시, 공연 및 방송할 수 있습니다.

다음과 같은 조건을 따라야 합니다:



저작자표시. 귀하는 원저작자를 표시하여야 합니다.



비영리. 귀하는 이 저작물을 영리 목적으로 이용할 수 없습니다.



변경금지. 귀하는 이 저작물을 개작, 변형 또는 가공할 수 없습니다.

- 귀하는, 이 저작물의 재이용이나 배포의 경우, 이 저작물에 적용된 이용허락조건을 명확하게 나타내어야 합니다.
- 저작권자로부터 별도의 허가를 받으면 이러한 조건들은 적용되지 않습니다.

저작권법에 따른 이용자의 권리는 위의 내용에 의하여 영향을 받지 않습니다.

이것은 [이용허락규약\(Legal Code\)](#)을 이해하기 쉽게 요약한 것입니다.

[Disclaimer](#)

공학석사 학위논문

수직 분사 제트의 작동 유체 특성이
초음속 평판 유동의 공력 특성에
미치는 영향에 관한 실험적 연구

Experimental Study of Effects of Transverse Jet on
Aerodynamic Characteristics of Supersonic flat plate

2019 년 8 월

서울대학교 대학원

기계항공공학부

김 가 략

**수직 분사 제트의 작동 유체 특성이
초음속 평판 유동의 공력 특성에
미치는 영향에 관한 실험적 연구**

**Experimental Study of Effects of Transverse Jet on
Aerodynamic Characteristics of Supersonic flat plate**

지도교수 김 규 홍

이 논문을 공학석사 학위논문으로 제출함

2019 년 6 월

서울대학교 대학원

기계항공공학부

김 가 램

김가람의 공학석사 학위논문을 인준함

2019 년 6 월

위 원 장

李 鎭 中



부위원장

金奎弘



위 원

李 福 植



국문 초록

초음속 유동 내에서 수직 방향으로 제트가 분사되는 환경은 여러 항공 공학 적용 분야에서 나타난다. 특히 초음속 비행체의 유동 제어를 위해 수직 분사 제트를 활용하는 경우 분사 제트와 초음속 자유류와의 상호 작용에 의한 제트 간섭(jet interaction) 현상이 발생한다.

본 연구에서는 초음속 풍동 실험을 통해 초음속 평판 유동에서 수직 분사 되는 제트가 있을 경우 발생하는 유동 현상과 그에 의한 평판 공력 특성 변화에 대한 연구를 수행하였다. 서울대학교 풍동 시험동에 위치한 초음속 풍동 설비를 이용하여 마하수 3의 자유류 유동 환경을 모사하였고 평판 모델에 압축 가스를 분사하여 실험을 수행하였다. 평판에 압력탭을 설치하여 제트 간섭에 의한 압력 분포 변화를 측정하였으며 שליטת 유동 가시화를 통해 barrel shock 및 bow shock 등의 유동 구조를 관찰하였다. 분사 제트의 전압 및 작동유체 조건을 변화시켜가며 실험을 수행하였으며 이를 통해 제트 간섭 효과에 영향을 미치는 작동 유체의 특성에 대해 확인하였다.

본 연구를 통해 초음속 환경에서 수직 분사 제트 이용 시 발생하는 제트 간섭 현상에 대한 연구를 수행하였으며 후속 연구로 수행될 스파크 젯 플라즈마 액추에이터에 의한 유동 제어 연구의 기초 연구로써 활용될 수 있을 것으로 판단된다.

주요어 : 수직 분사 제트, 제트 간섭 현상, 초음속 유동 제어, 쉘리
렌 유동 가시화, 초음속 풍동

학번 : 2017 - 26364

성명 : 김 가 램

목 차

국문 초록	i
목 차	iii
그림 목차	v
표 목차	viii
기호 및 약어	ix
1 서 론	1
1.1 수직 분사 제트	1
1.2 제트 간섭(jet interaction)	3
2 준 1차원 유동 및 지배 방정식	5
3 실험 장비	8
3.1 서울대학교 초음속 풍동	8
3.2 평판 모델	10
3.2.1 평판 모델 형상	10
3.2.3 Viscous interaction을 고려한 압력탭 위치	13
3.3 수직 분사 제트	15
3.4 압력 계측 시스템	17
3.4.1 WTR01 Industrial pressure transmitter	17
3.4.2 9116 NetScanner System	17
3.5 쉘리렌 유동 가시화	20
4 초음속 풍동 성능 시험	21

4.1 초음속 풍동 유질 평가.....	21
4.2 시험부 정상 상태.....	22
5 초음속 평판 유동에서 수직 제트 분사 실험	24
5.1 Baseline.....	24
5.2 Compressed air 분사 실험.....	26
5.2.1 Compressed air 분사 실험 조건	26
5.2.2 Compressed air 분사 실험 결과	27
5.3 Helium 분사 실험.....	33
5.3.1 Helium 분사 실험 조건	33
5.3.2 Helium 분사 실험 결과	34
5.4 Argon 분사 실험.....	39
5.4.1 Argon 분사 실험 조건	39
5.4.2 Argon 분사 실험 결과	40
5.5 작동 유체 종류의 영향.....	43
6 결 론	47
7 참고문헌	48
Abstract.....	50

그림 목차

Figure 1 TVC and reaction jet flight control alternatives[1].....	2
Figure 2 Schematics of spark jet actuator configuration and operation	3
Figure 3 Schematics of flow structure of transverse jet on supersonic flat plate	4
Figure 4 Control volume for varying area flow	5
Figure 5 Converging-Diverging nozzle.....	6
Figure 6 Supersonic wind tunnel at Seoul National University	8
Figure 7 Schematics of supersonic wind tunnel at Seoul National University	9
Figure 8 Supersonic flat plate model.....	10
Figure 9 Model mounting at test section.....	10
Figure 10 Cross section of flat plate model.....	11
Figure 11 Blockage ratio of supersonic wind tunnel[5]	12
Figure 12 Leading edge shock of supersonic flat plate	13
Figure 13 Flat plate with pressure tab locations.....	14
Figure 14 Transverse nozzle at flat plate model.....	15
Figure 15 PDR-100 sensor	16
Figure 16 Pressure regulator and high pressure gas tank	16
Figure 17 Transverse jet system.....	16
Figure 18 WTR01 industrial pressure transmitter	17
Figure 19 9116 NetScanner System	18
Figure 20 Labview program.....	19
Figure 21 Z-type schlieren system setup.....	20

Figure 22 Time histories of settling chamber and test section pressure	21
Figure 23 Mach number of test section	22
Figure 24 Time histories of test section pressure	23
Figure 25 Steady region of test section	23
Figure 26 Pressure distribution over flat plate (No jet).....	25
Figure 27 Schlieren visualization without nozzle jet	25
Figure 28 Pressure distribution over flat plate (Compressed air injection).....	28
Figure 29 Schlieren visualization (Compressed air injection, $P_{0j}/P_{\infty} = 26.87$)	29
Figure 30 Schlieren visualization (Compressed air injection, $P_{0j}/P_{\infty} = 27.89$)	29
Figure 31 Schlieren visualization (Compressed air injection, $P_{0j}/P_{\infty} = 40.58$)	30
Figure 32 Schlieren visualization (Compressed air injection, $P_{0j}/P_{\infty} = 40.91$)	30
Figure 33 Schlieren visualization (Compressed air injection, $P_{0j}/P_{\infty} = 54.54$)	31
Figure 34 Schlieren visualization (Compressed air injection, $P_{0j}/P_{\infty} = 58.49$)	31
Figure 35 Schlieren visualization (Compressed air injection, $P_{0j}/P_{\infty} = 80.75$)	32
Figure 36 Schlieren visualization (Compressed air injection, $P_{0j}/P_{\infty} = 87.66$)	32

Figure 37 Pressure distribution over flat plate (Helium injection).....	34
Figure 38 Schlieren visualization (Helium injection, $P_{0j}/P_{\infty} = 30.88$)	35
Figure 39 Schlieren visualization (Helium injection, $P_{0j}/P_{\infty} = 45.78$)	35
Figure 40 Schlieren visualization (Helium injection, $P_{0j}/P_{\infty} = 46.15$)	36
Figure 41 Schlieren visualization (Helium injection, $P_{0j}/P_{\infty} = 57.53$)	36
Figure 42 Schlieren visualization (Helium injection, $P_{0j}/P_{\infty} = 58.88$)	37
Figure 43 Schlieren visualization (Helium injection, $P_{0j}/P_{\infty} = 81.70$)	37
Figure 44 Schlieren visualization (Helium injection, $P_{0j}/P_{\infty} = 83.17$)	38
Figure 45 Pressure distribution over flat plate (Argon injection).....	40
Figure 46 Schlieren visualization (Argon injection, $P_{0j}/P_{\infty} = 26.04$)	41
Figure 47 Schlieren visualization (Argon injection, $P_{0j}/P_{\infty} = 42.05$)	41
Figure 48 Schlieren visualization (Argon injection, $P_{0j}/P_{\infty} = 55.80$)	42
Figure 49 Schlieren visualization (Argon injection, $P_{0j}/P_{\infty} = 73.81$)	42
Figure 50 Pressure coefficient at $x/D=-3.5$	44
Figure 51 Pressure coefficient at $x/D=+3.5$	44
Figure 52 Size of barrel shock with specific heat ratio	46

표 목차

Table 1 Test conditions for compressed air injection experiments.....	27
Table 2 Test conditions for helium injection experiments.....	33
Table 3 Test condition for argon injection experiments	39
Table 4 Characteristics of injectant	43

기호 및 약어

A	= area	γ	= ratio of specific heats
A_j	= injector area	γ_j	= ratio of specific heats of jet
c_p	= pressure coefficient	μ	= viscosity
h	= enthalpy	μ_w	= viscosity near wall
h_0	= total enthalpy	μ_e	= viscosity of free stream
J	= jet-to-free stream momentum ratio	ρ	= density
M	= Mach number	ρ_e	= density of free stream
M_∞	= Mach number of free stream	ρ_j	= density of jet
\dot{m}_j	= mass flow rate	ρ_w	= density near wall
p	= static pressure	ν	= Prandtl-Meyer function
p_0	= total pressure		
p_∞	= static pressure of free stream		
p_n	= pressure of n^{th} sensor	Subscripts	
p_{0j}	= total pressure of jet	e, ∞	= free stream property
q_∞	= dynamic pressure of free stream	j	= jet exit property
Re	= Reynolds number	w	= near wall property
R_j	= gas constant of jet	0	= total condition
T_{0j}	= total temperature of jet		
u	= flow velocity		
u_∞	= flow velocity of free stream		
u_j	= flow velocity of jet at exit		

1 서론

1.1 수직 분사 제트

자유류 유동 내에서 수직 방향으로 제트가 분사되는 환경은 여러 항공 공학 적용 분야에서 나타난다. 주로 비행체의 자세 제어 및 유동 제어를 위해 jet actuator를 사용하는 경우가 이에 해당된다. Jet actuator의 종류로는 유도탄 등의 자세 제어에 활용되는 측 추력기[1]와 항공기 날개 등의 표면 유동 제어에 활용되는 synthetic jet[2] 및 spark jet plasma actuator[3] 등이 있다.

유도탄과 같은 고속 비행체는 정밀한 타격 능력이 중요하며 이를 위해 고기동의 자세 제어 능력이 필요하다. 자세 제어를 위한 방법으로써 핀(fin) 제어를 이용할 수 있으나 고고도에서 운용되는 유도탄의 경우에는 동압이 작기 때문에 제어 효율이 낮으며 응답시간 또한 길어지기 때문에 고기동 제어가 어렵다. 따라서 Fig. 1에 제시된 바와 같이 측 추력기를 이용한 reaction jet control 방식을 통해 고고도 유도탄의 자세 제어를 수행하게 된다. 그런데 초음속 자유류에서 측 추력기를 사용하는 경우 제트와 자유류와의 상호 작용으로 인한 제트 간섭(jet interaction)[4] 현상이 발생하게 되어 추가적인 유동 교란이 발생하므로 이에 대한 분석이 필요하다.

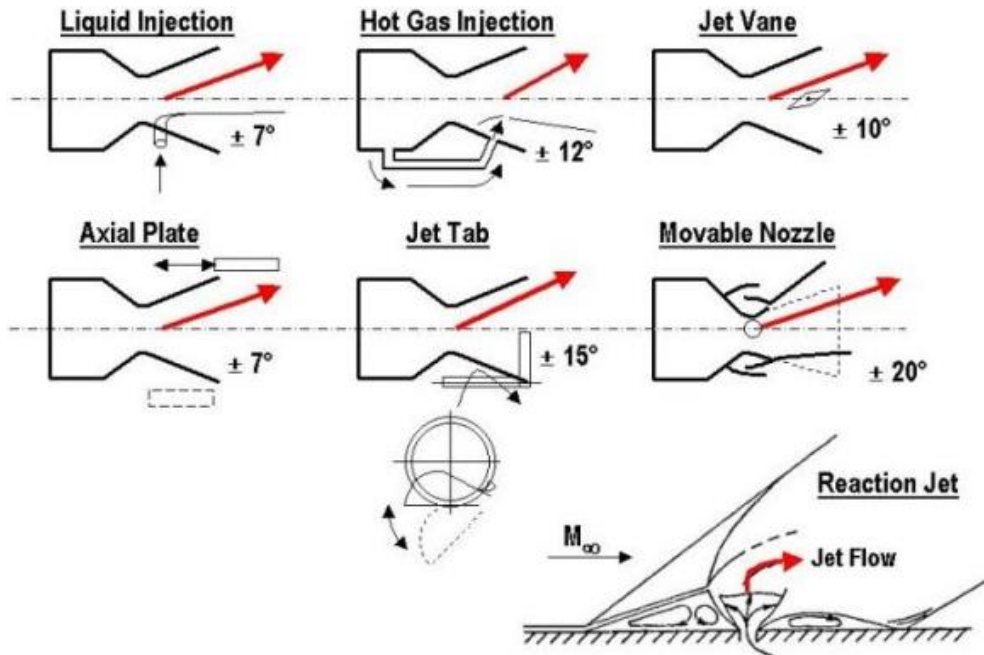


Figure 1 TVC and reaction jet flight control alternatives[1]

고 받음각에서의 유동 박리 현상은 비행체의 공력 성능을 크게 저하 시키는 주요한 원인이다. 따라서 이러한 표면 유동의 박리를 억제 하기 위한 연구가 오랫동안 수행되어 왔으며 synthetic jet 과 같은 active actuator를 이용한 유동 제어 연구가 수행되고 있다. 특히 synthetic jet 의 한 종류로서 Fig. 2와 같은 spark jet plasma actuator 가 있으며 이는 기계적 구동 메커니즘 없이 전기적 신호를 통해 제어되므로 응답속도가 빠르며 향상된 제어력을 가진다는 장점이 있다. 즉 추력기와 마찬가지로 spark jet plasma actuator 또한 초음속 자유류에서 이용할 경우 제트 간섭 현상이 발생할 것으로 예상 되기에 이와 관련된 기초 연구가 필요하다.

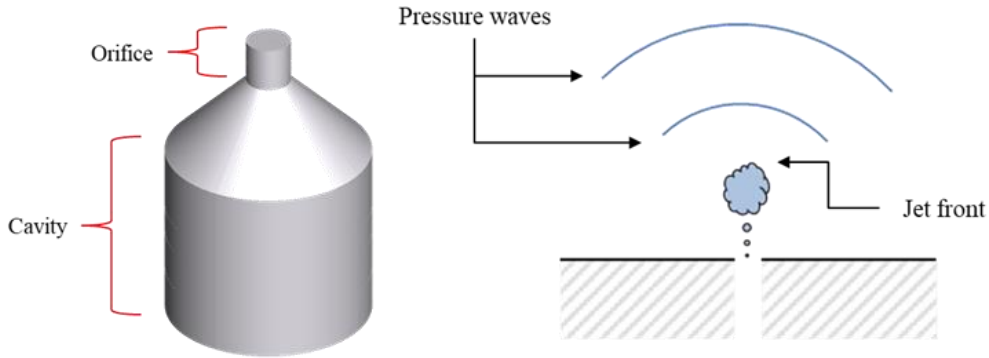


Figure 2 Schematics of spark jet actuator configuration and operation

1.2 제트 간섭(jet interaction)

수직 분사 제트를 이용한 초음속 비행체의 유동 제어에서는 분사 제트와 자유류의 상호 작용에 의한 제트 간섭 현상이 발생하여 복잡한 유동 구조가 형성된다. 분사 제트가 팽창하여 barrel shock을 형성하게 되며 이는 자유류에 대해 blunt body 와 같은 경계 조건으로 작용하여 bow shock을 형성하게 된다. 제트 출구 주위에서는 분사 제트에 의해 경계층이 박리 되어 와류가 발생하는 recirculation zone이 형성된다. 출구 전방에서는 제트에 의해 발생한 와류에 의해 경사 충격파가 발생하여 압력이 상승하게 되며 출구 후방에서 발생하는 와류는 suction effect로 인해 압력이 감소하게 된다. 즉 초음속 자유류에서 수직방향으로 제트가 분사 될 때 제트 간섭 효과로 인하여 표면 압력 분포의 변화가 발생하게 되며 제트 전방의 압력은 증가하고 후방의 압력은 감소하게 된다. 또한 이로 인해 Fig. 3와 같이 제트 출구를

중심으로 pitch down moment가 발생하게 된다. 이러한 압력 분포 변화는 추가적인 힘과 모멘트의 발생을 유발하며 비행체의 공력 성능에 영향을 미치기 때문에 정밀한 유동 제어를 위해 관련 연구가 필요하다.

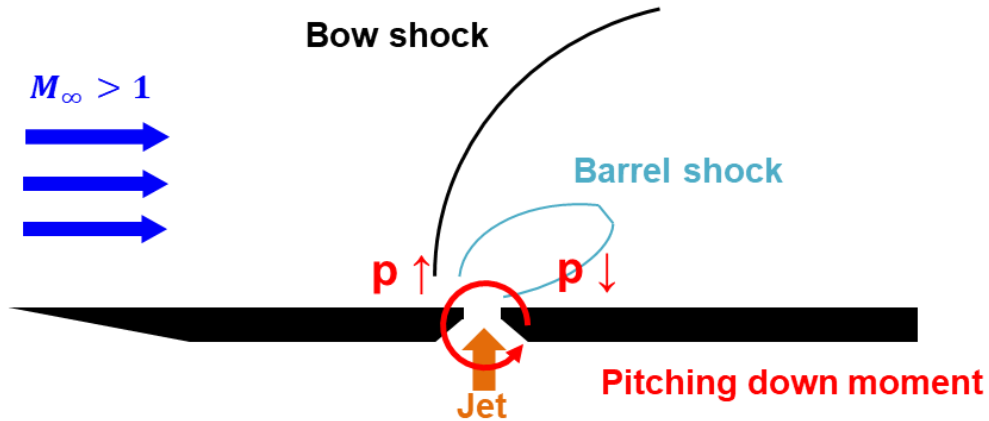


Figure 3 Schematics of flow structure of transverse jet on supersonic flat plate

따라서 본 연구에서는 초음속 풍동 실험을 통해 초음속 자유류에서 수직 방향 제트가 분사 될 경우 발생하게 되는 제트 간섭 효과에 대해 분석하였다. 특히 작동 유체의 전압, 비열비, 분자량 등의 물리적 특성이 평판 압력 분포에 대해 미치는 영향을 중점적으로 확인 하였다. 이를 통해 수직 분사 제트를 이용하여 초음속 비행체의 유동 제어를 수행하는 경우 발생하는 공력 특성 변화에 영향을 미치는 요소에 대해 고찰하였다.

2 준 1차원 유동 및 지배 방정식

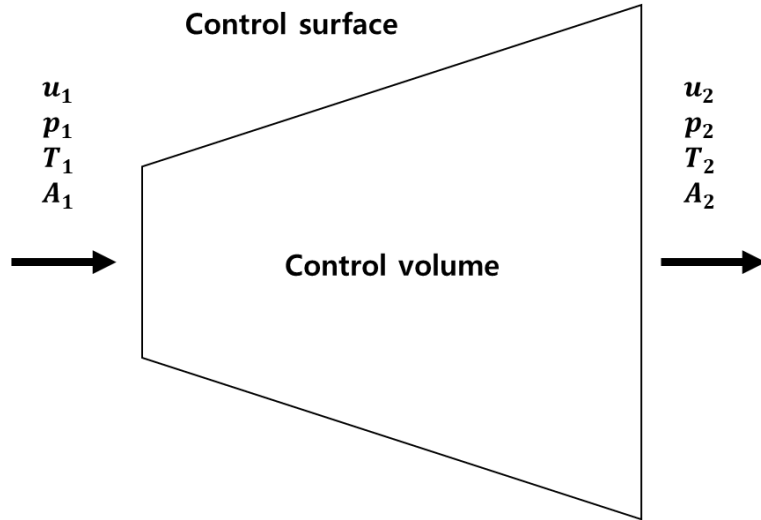


Figure 4 Control volume for varying area flow

초음속 풍동 및 수직 분사 노즐 내 유동은 준 1차원 비점성 유동으로 가정할 수 있다. 식(1) ~ (3)은 각각 Fig. 4와 같은 검사 체적 내의 질량, 운동량, 에너지 보존에 대한 지배방정식이다.

$$\frac{1}{\rho} \frac{d\rho}{dx} + \frac{1}{u} \frac{du}{dx} + \frac{1}{A} \frac{dA}{dx} = 0 \quad (1)$$

$$\frac{dp}{dx} + \rho u \frac{du}{dx} = 0 \quad (2)$$

$$\frac{dh}{dx} + u \frac{du}{dx} = 0 \quad (3)$$

식(1)과 식(2)로부터 다음과 같은 면적-속도 관계식을 구할 수 있다.

$$\frac{1}{A} \frac{dA}{dx} = (M^2 - 1) \frac{1}{u} \frac{du}{dx} \quad (4)$$

식(4)에 의하면 마하수 1이하인 아음속 유동에서는 유로의 면적이 감소할수록 유속이 증가한다. 특히 노즐 입구 압력에 비하여 배압이 충분히 낮을 경우 출구 마하수는 음속에 도달하게 된다. 마하수 1 이상의 초음속 유동에서는 유로 면적이 증가할수록 유속이 증가한다. 따라서 Fig. 5와 같은 수축-팽창 노즐을 통해 기체가 아음속에서 초음속으로 팽창하게 된다.

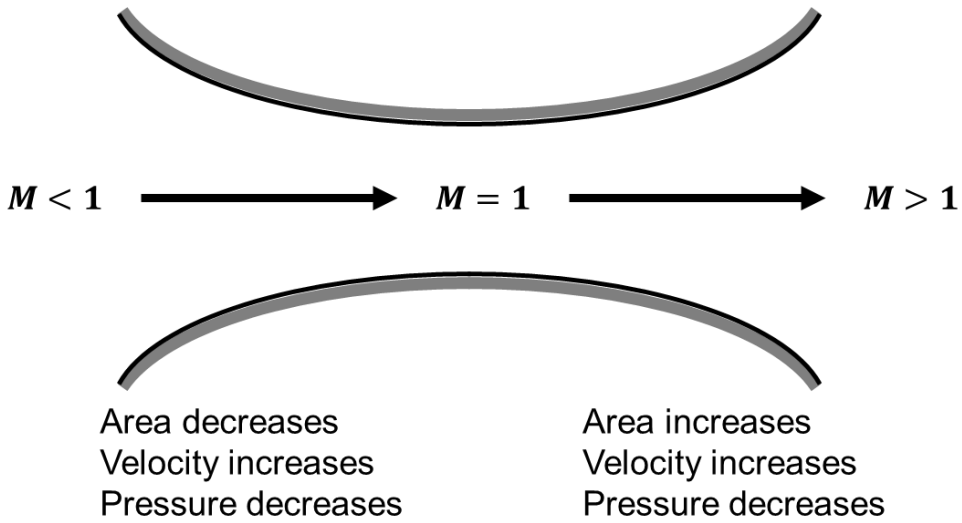


Figure 5 Converging-Diverging nozzle

한편, 식(3)으로부터 정체 엔탈피에 대한 표현이 다음과 같이 구해진다.

$$h_0 = h + \frac{u^2}{2} \quad (5)$$

식(5)에 대해 등엔트로피 가정 및 이상 기체 상태 방정식을 적용하면 유로 내 압력이 p 인 지점에 대한 마하수 M 를 다음과 같이 얻을 수 있다.

$$M = \sqrt{\frac{2}{\gamma - 1} \left[\left(\frac{p_0}{p} \right)^{\frac{\gamma - 1}{\gamma}} - 1 \right]} \quad (6)$$

따라서 식(6)으로부터 유동의 전압 및 정압으로부터 마하수를 계산할 수 있다.

3 실험 장비

3.1 서울대학교 초음속 풍동

본 연구에 사용된 초음속풍동은 서울대학교 풍동 실험동에 위치하고 있다. 이 풍동은 1980년대 일본의 Kanomax사에서 설계 및 제작하였으며 간헐적 불어내기 식(intermittent blowdown type) 타입이다. 실험부 크기는 200mm(H) × 200mm(W)이며 노즐 교환을 통해 마하수 2.0, 3.0, 3.8의 유동 모사가 가능하다. 저기조 탱크(reservoir tank)의 최대 용량은 33atm으로 맞춰져 있고, 마하 3 유동을 기준으로 20atm 압축 시 약 10~15초 동안 실험 수행이 가능하다.



Figure 6 Supersonic wind tunnel at Seoul National University

본 초음속 풍동은 2개의 저압 압축기와 1개의 고압 압축기를 통해 충전되며 냉동 및 흡착식 드라이어를 통해 수증기와 오일을 제거한다. 충전된 공기는 약 11 m^3 의 부피를 갖는 압축 탱크에 저장되며 실험 시작 시 스톱 밸브 및 조절 밸브를 통해 안정실에 압축된 공기를 공급하게 된다. 안정실의 압력이 5~6 기압 정도로 유지되면 노즐을 통해 공기가 팽창하며 시험부에 초음속 유동이 발생하게 된다. 마하 3 노즐을 사용할 경우 시험부 내 유속은 약 600m/s 이며 단위 길이 당 레이놀즈수(Re/m)는 약 $4.0 \times 10^7/m$ 이다.

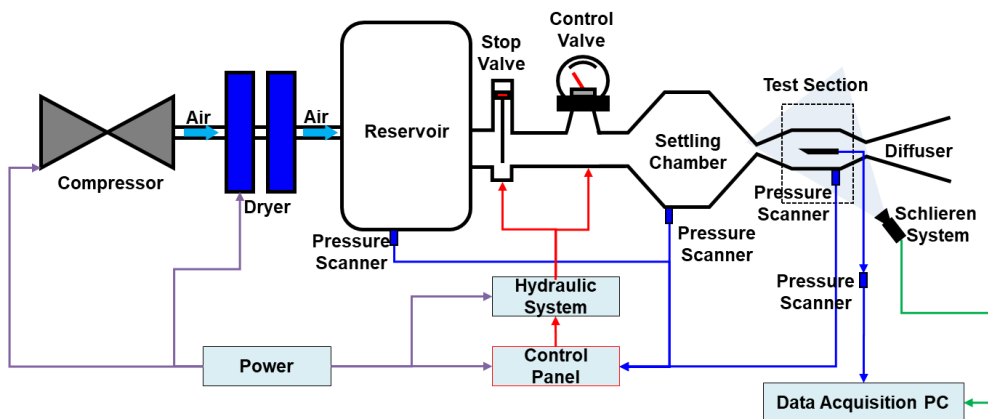


Figure 7 Schematics of supersonic wind tunnel at Seoul National University

3.2 평판 모델

3.2.1 평판 모델 형상

본 연구에서 사용한 평판 모델의 형상은 Fig. 8와 같다. 시험부 광학창의 크기 (지름 200mm)를 고려하여 모델의 전체 길이는 180mm로 설계하였다. 지지대는 평판 모델에 연결된 압력 측정 및 분사 유체 공급을 위한 튜빙을 보호하는 역할을 하며 Fig. 9와 같이 sting을 통해 풍동 시험부의 strut 구조물에 연결된다. 또한 실험 시작 시 충격파에 의해 발생하게 되는 starting load를 최소화하기 위해 평판 및 지지대의 앞부분을 췌기형으로 설계하였다.

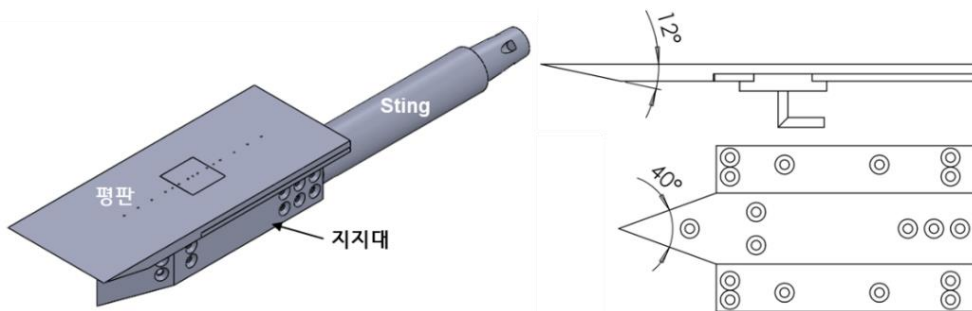


Figure 8 Supersonic flat plate model

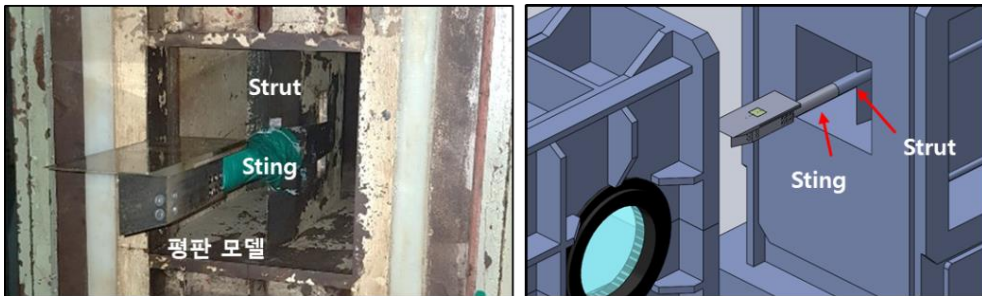


Figure 9 Model mounting at test section

3.2.2 Blockage ratio

시험부 모델에 의해 발생할 수 있는 풍동 unstaring 문제를 피하기 위해 모델 설계 시 blockage ration를 고려하여 단면적을 설계하였다. Fig. 11에서 확인할 수 있듯이 마하수 3에서 시험부 단면적 대비 모델 사이즈 비율(blockage ratio)은 0.085 미만이 되어야 하므로 본 연구에서 사용한 모델의 blockage ratio는 0.043 이 되도록 설계 하였다.

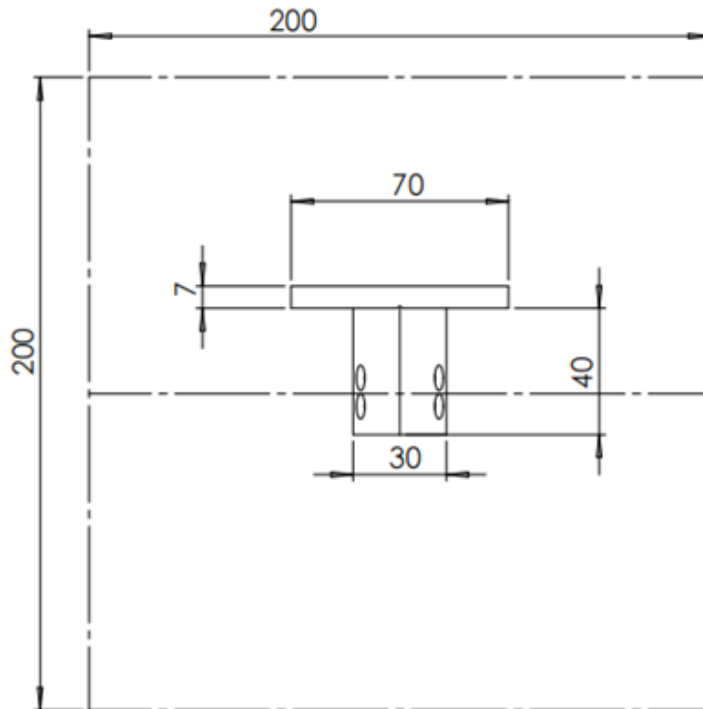


Figure 10 Cross section of flat plate model

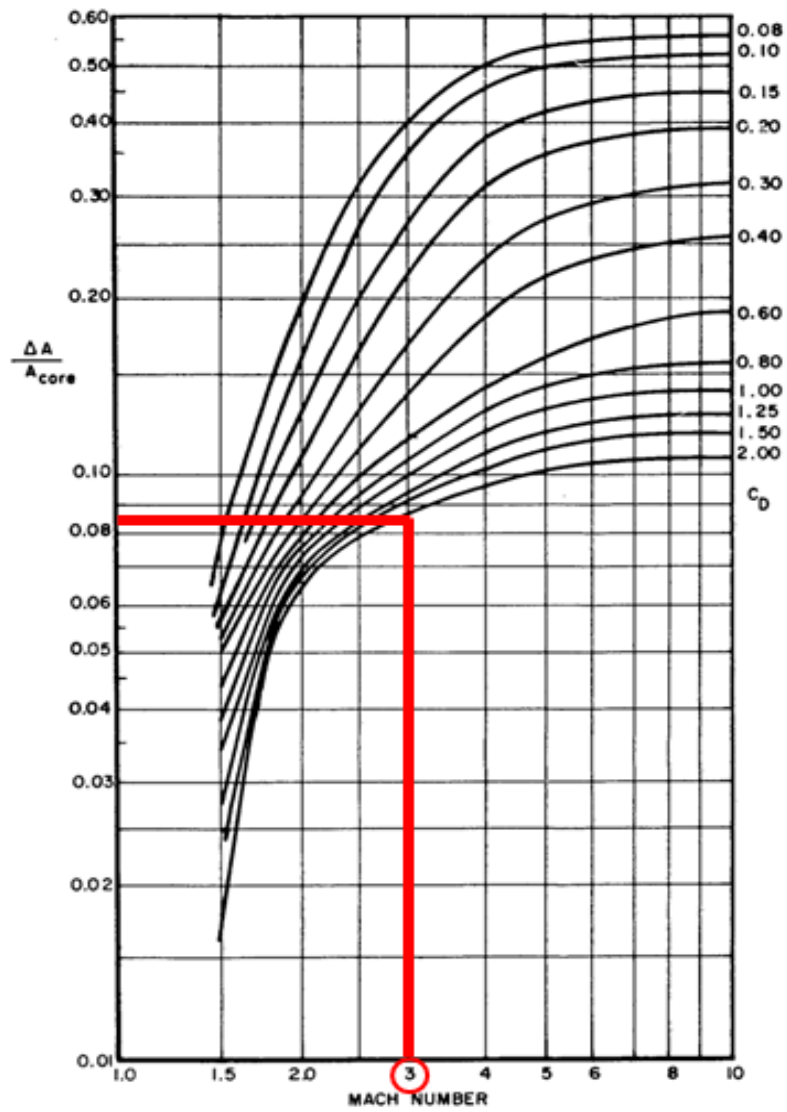


Figure 11 Blockage ratio of supersonic wind tunnel[5]

3.2.3 Viscous interaction을 고려한 압력탭 위치

초음속 자유류에 점성 평판 유동이 있을 때 Fig. 12와 같이 평판의 leading edge 부분에서 점성 경계층으로 인한 충격파가 발생하며 압력이 급격하게 상승하게 된다. 이를 viscous interaction이라 하며 leading edge 부분에서 상승한 압력은 평판 뒤로 진행할수록 다시 팽창하여 압력은 자유류에 가까운 값으로 감소하게 된다. 이때 자유류 압력 대비 평판 압력은 식(7) 와 같이 표현된다.[6]

$$\frac{p}{p_{\infty}} = 1 + 0.31\bar{\chi} + 0.05\bar{\chi}^2 \quad (7)$$

이때, $\bar{\chi}$ 는 다음과 같다.

$$\bar{\chi} = \frac{M_{\infty}^3}{\sqrt{Re}} \sqrt{C} = \frac{M_{\infty}^3}{\sqrt{Re}} \sqrt{\frac{\rho_w \mu_w}{\rho_e \mu_e}}$$

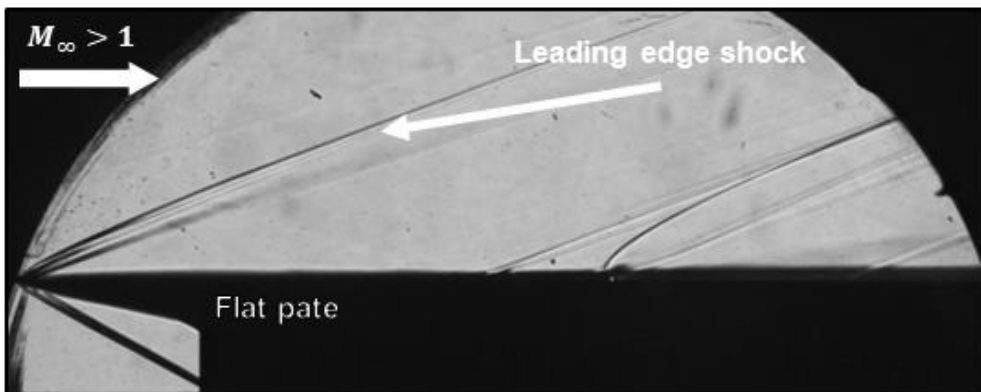


Figure 12 Leading edge shock of supersonic flat plate

본 연구에서는 압력 분포 측정 시 이러한 viscous interaction 효과를 배제하기 위해 leading edge로부터 55mm 떨어진 곳에 압력탭을 설치하였다. 식(7)에 의하면 55mm 지점에서 평판 압력비는 다음과 같이 얻어진다.

$$\bar{\chi} = \frac{M_{\infty}^3}{\sqrt{Re}} \sqrt{C} \cong \frac{3.0^3}{\sqrt{4.0 \times 10^7 \times 0.055}} \sqrt{1} = 0.0182$$

$$\frac{p}{p_{\infty}} = 1 + 0.31\bar{\chi} + 0.05\bar{\chi}^2 = 1.0057$$

즉, 평판의 앞으로부터 55mm 떨어진 지점에서는 leading edge shock에 의한 압력 상승 효과를 무시할 수 있다. 따라서 Fig. 13와 같이 평판 위에 압력분포 측정을 위한 압력탭을 배치하였다.

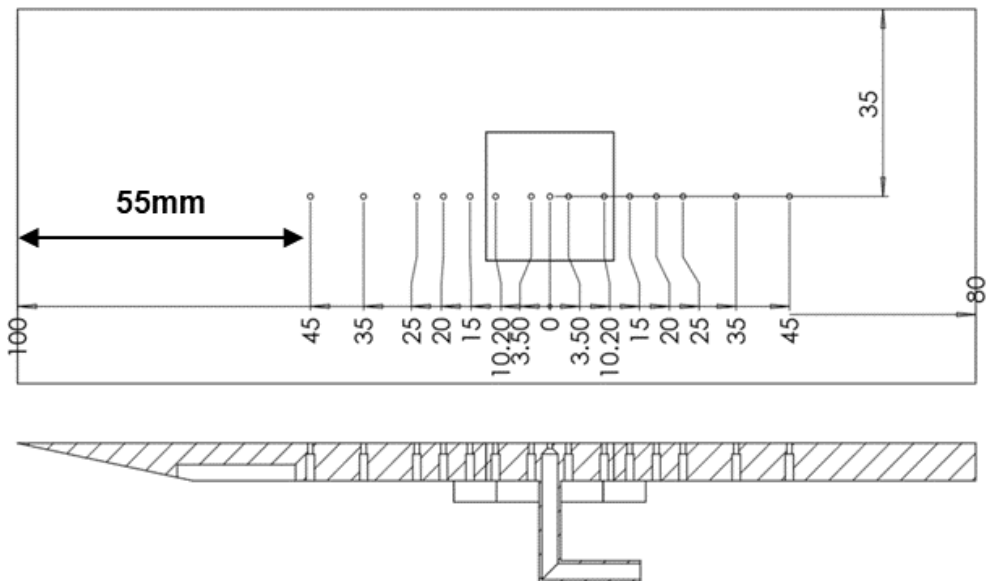


Figure 13 Flat plate with pressure tab locations

3.3 수직 분사 제트

수직 분사 제트는 Fig. 14와 같이 평판 모델에 설치된 노즐을 통해 분사된다. 노즐은 평판 앞으로부터 100mm 에 위치하며 출구 직경은 1mm, 수축 면적비는 1/9 배 이다. 시험부 자유류 압력에 비해 제트의 정체압력이 매우 높기 때문에(최소 27배) 노즐 출구에서 제트의 유속은 음속에 도달하므로 출구 마하수는 1로 가정할 수 있다. 공압 튜브를 통해 풍동 외부의 고압 가스 탱크와 연결하여 유체를 공급하게 되며 압력 레귤레이터 (FR-IS-OP)를 통해 탱크의 압력을 조절하게 된다. 이때 공급되는 유체의 전압력은 전자식 압력 계측기(PDR-100)를 통하여 정확한 값을 측정하였다.

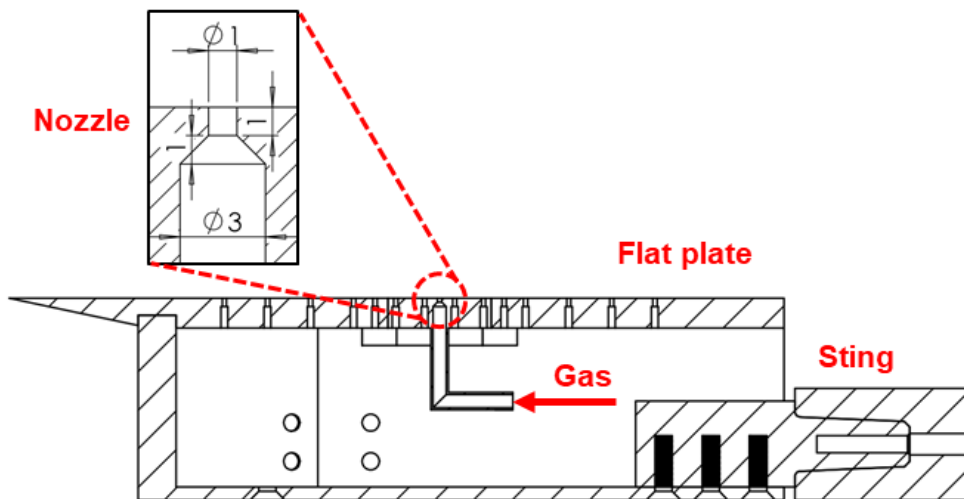


Figure 14 Transverse nozzle at flat plate model



Figure 15 PDR-100 sensor



Figure 16 Pressure regulator and high pressure gas tank

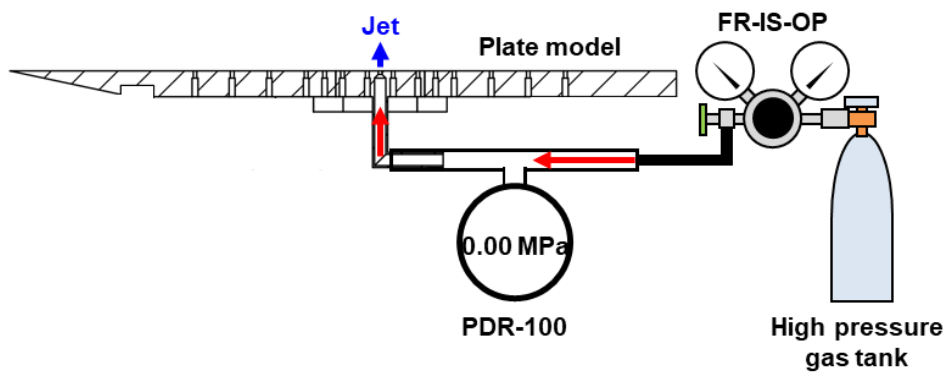


Figure 17 Transverse jet system

3.4 압력 계측 시스템

3.4.1 WTR01 Industrial pressure transmitter

초음속 풍동의 저기조 탱크(reservoir tank), 안정실(settling chamber), 시험부(test section)의 압력은 WTR01 Industrial pressure transmitter 를 이용하여 측정하였다. WTR01 센서는 0~4 MPa 의 압력을 측정할 수 있으며 정확도는 full scale의 $\pm 0.5\%$ 이다. WTR01 센서를 통해 측정한 저기조 탱크, 안정실, 시험부의 압력은 실험 진행 중 컨트롤 패널을 통해 실시간으로 모니터링 할 수 있다.



Figure 18 WTR01 industrial pressure transmitter

3.4.2 9116 NetScanner System

평판의 압력 분포는 TE connectivity 에서 제작한 9116 NetScanner System 을 이용하여 측정하였다. 또한 시험부 마하수 및 자유류 압력을 계측하기 위하여 안정실과 시험부의 압력을 함께 측정하였다. 9116 센서는 0~100 psid 의 압력(0~0.6 MPa)을 측정할 수 있는 8개의 포트와 0~45 psid 의 압력(0~0.3 MPa)을 측정할 수 있는 8개의 포트, 총

16개의 포트가 구성되며 정확도는 full scale 의 $\pm 0.5\%$ 이다. 우레탄 공압 튜브를 통해 평판 모델 표면 및 안정실과 시험부에 설치된 압력탭과 9116 센서를 연결하였고 이를 통해 표면의 정압을 측정하였다. 16개의 포트 중 1 ~ 14번 포트는 평판에 위치한 14개의 압력탭과 연결되며 15번과 16번 포트는 각각 안정실과 시험부의 압력탭과 연결된다. 9116 센서에서 측정된 압력값은 전기적 신호로 전환되어 data acquisition 컴퓨터로 최대 500Hz의 속도로 전송된다. 본 연구에서는 33.3Hz 로 설정 하였으므로 데이터 획득 주기는 30ms 이다. DAQ 컴퓨터에서는 Fig. 20와 같이 Labview 프로그램을 통해 센서에서 전송된 압력값을 처리 및 저장하였다.



Figure 19 9116 NetScanner System

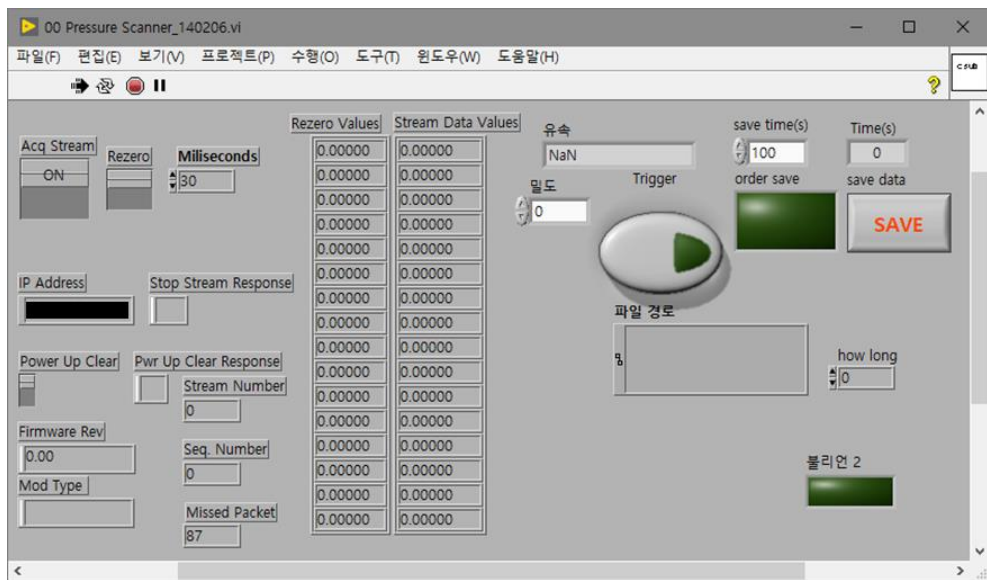


Figure 20 Labview program

3.5 쉘리렌 유동 가시화

수직 분사 제트 주위의 유동 구조 관측을 위해 쉘리렌 유동 가시화를 수행하였다. Z-type의 쉘리렌 시스템을 사용하였으며 장비 구성은 LED 광원과 슬릿, 오목 거울 1쌍, 반사 거울 1쌍, 나이프 엣지, CCD 카메라, 줌렌즈 및 지지대 등이 있다. 오목 거울의 직경은 200 mm 이며 초점거리는 2000mm 이다. CCD 카메라는 KOMI 사의 Phantom Miro M110-6GB Mono 모델이며 최고 해상도 1280×800 , 최대 프레임 속도 400,000 fps 의 사양을 가지고 있다. 본 연구에서는 해상도 1280×800 , 노출시간 50 μ s, 프레임 속도는 40 fps로 설정하였다. 줌렌즈는 TAMRON 사의 B028 줌렌즈를 사용하였으며 초점거리는 400 mm 로 설정하였다. Z-type 쉘리렌의 alignment는 Fig. 20와 같으며 오목거울의 tilt angle 은 10도로 설정하였다.

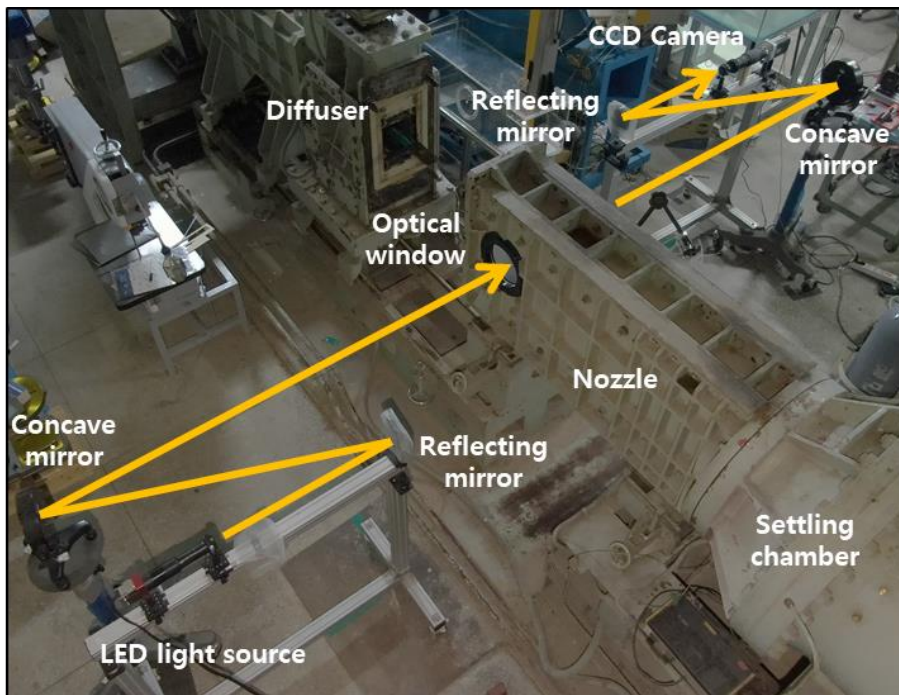


Figure 21 Z-type schlieren system setup

4 초음속 풍동 성능 시험

4.1 초음속 풍동 유질 평가

본 연구에서 사용한 초음속 노즐을 통해 시험부에 마하수 3의 초음속 유동을 모사하게 된다. 본격적인 수직 제트 분사 실험에 앞서 시험부 유동의 유질을 평가하기 위한 시험을 수행하였다. 9116 NetScanner System 압력 센서를 통해 Fig. 22와 같이 안정실과 시험부의 압력을 계측하게 되며 식(6)과 같은 등엔트로피 관계식을 통해 두개의 압력값에서 시험부 마하수를 계산하게 된다. 그 결과 Fig. 23와 같이 시험부 마하수가 3에 도달하는 것을 확인하였다.

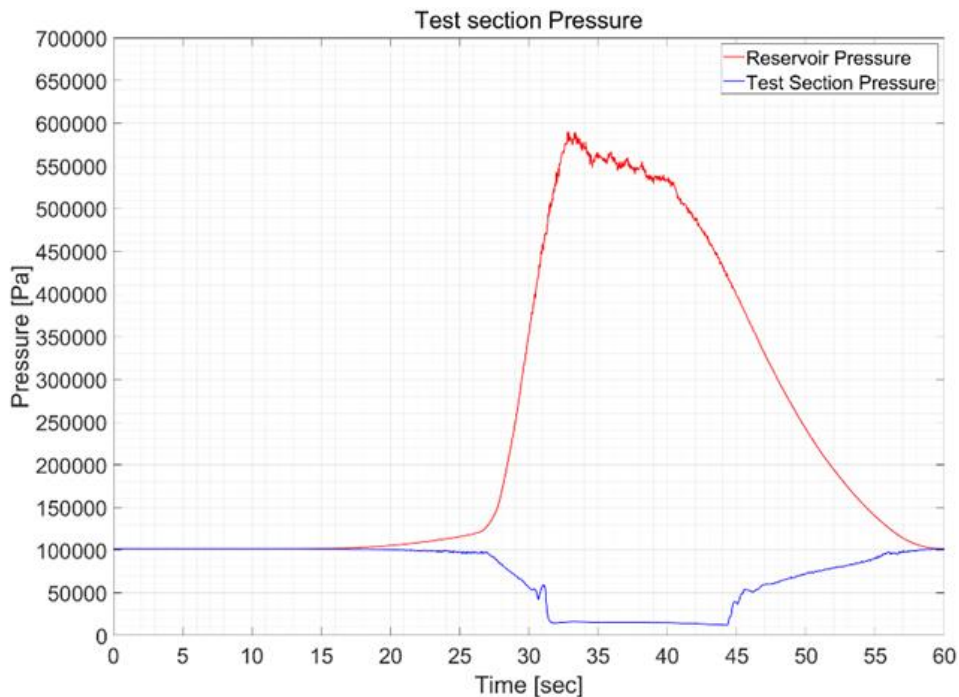


Figure 22 Time histories of settling chamber and test section pressure

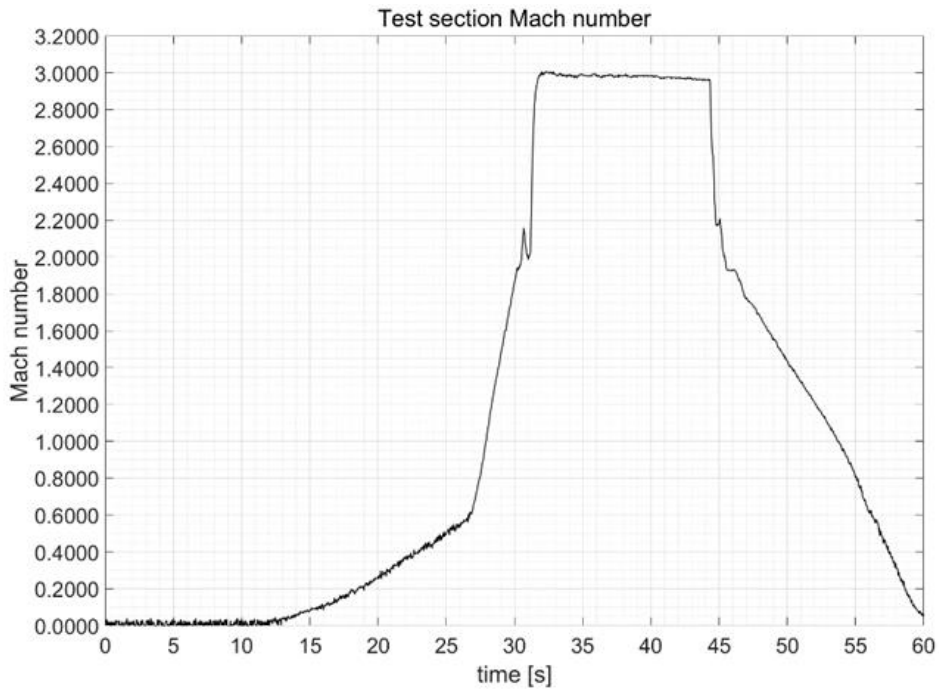


Figure 23 Mach number of test section

4.2 시험부 정상 상태

Intermittent 방식 초음속 풍동의 특성 상 풍동 운용 중 시험부의 압력이 Fig. 24와 같이 지속적으로 변하게 된다. 따라서 실험 결과의 정확성을 확보하기 위해 시험부의 유동이 균일한 구간을 설정하는 것이 중요하다. 본 연구에서는 Fig. 25와 같이 각 실험 case 별로 평판과 시험부에서 획득한 총 15개의 압력값의 표준편차가 가장 작은 2초 구간을 시험부의 정상상태로 설정하였다. 또한 평판에 위치한 각 압력탭의 측정값은 정상상태 2초 동안의 평균값을 취하였다.

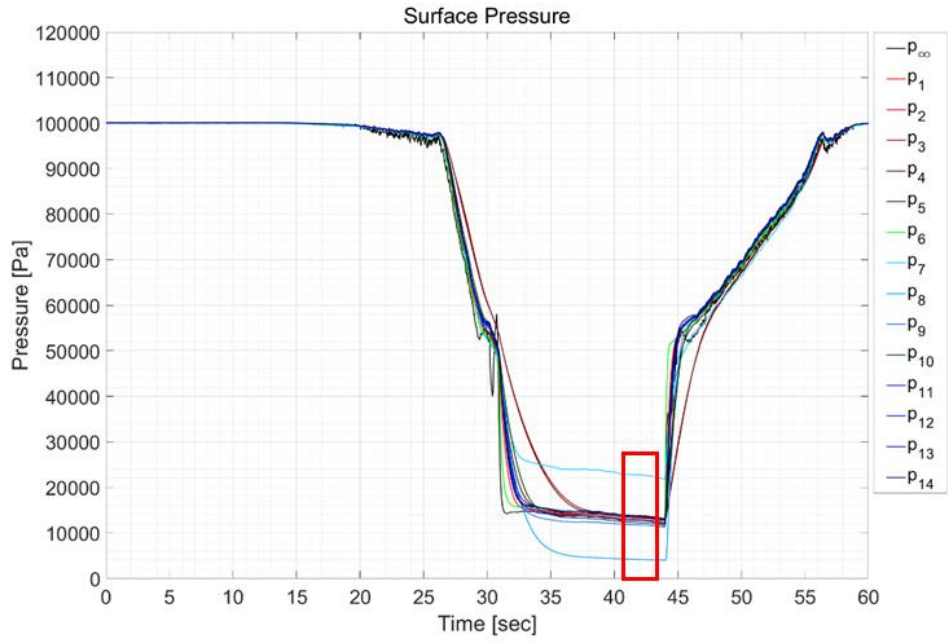


Figure 24 Time histories of test section pressure

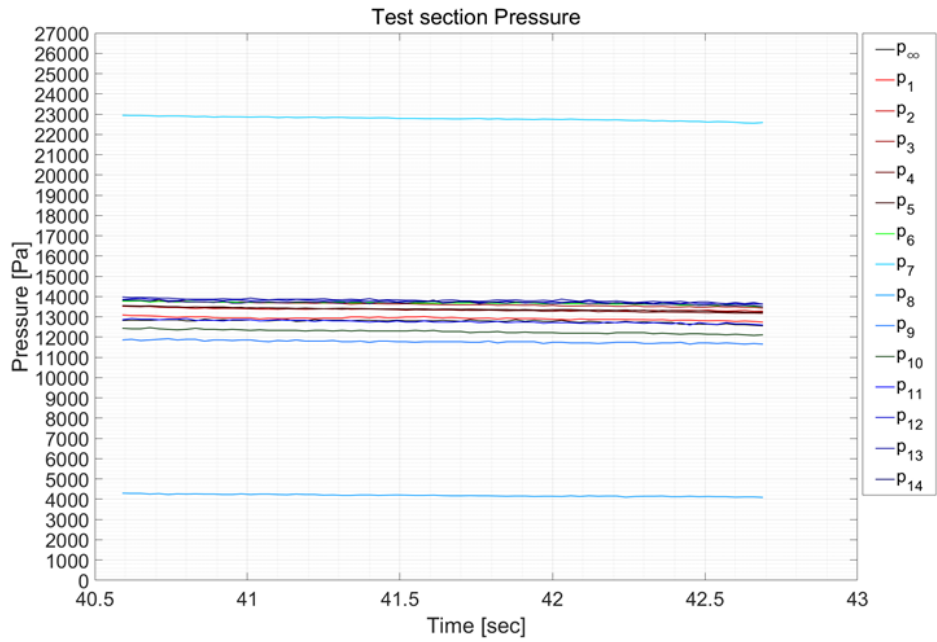


Figure 25 Steady region of test section

5 초음속 평판 유동에서 수직 제트 분사 실험

5.1 Baseline

수직 분사 제트 유동이 없는 평판 유동에 대한 baseline을 획득하기 위한 실험을 진행하였다. 총 4번의 실험을 수행하였으며 평판 압력 계수 분포는 Fig. 26와 같다. 각 압력탭의 압력 계수 c_p 는 식(8)와 같이 계산하였다.

$$c_p = \frac{p_n - p_\infty}{q_\infty} = \frac{p_n - p_\infty}{\frac{1}{2} \rho_\infty u_\infty^2} \quad (8)$$

실험 결과 시험부 벽면 및 압력탭에서 발생하는 마하파에 의한 압력 상승 효과로 인해 평판 압력 계수가 0 이상의 값을 갖는 것을 확인하였다. 수직 제트 분사 실험에서는 해당 효과를 배제하기 위해 각 case 별로 측정된 평판 압력 계수 값으로부터 baseline에서 획득한 압력 계수 값을 빼 주었다.

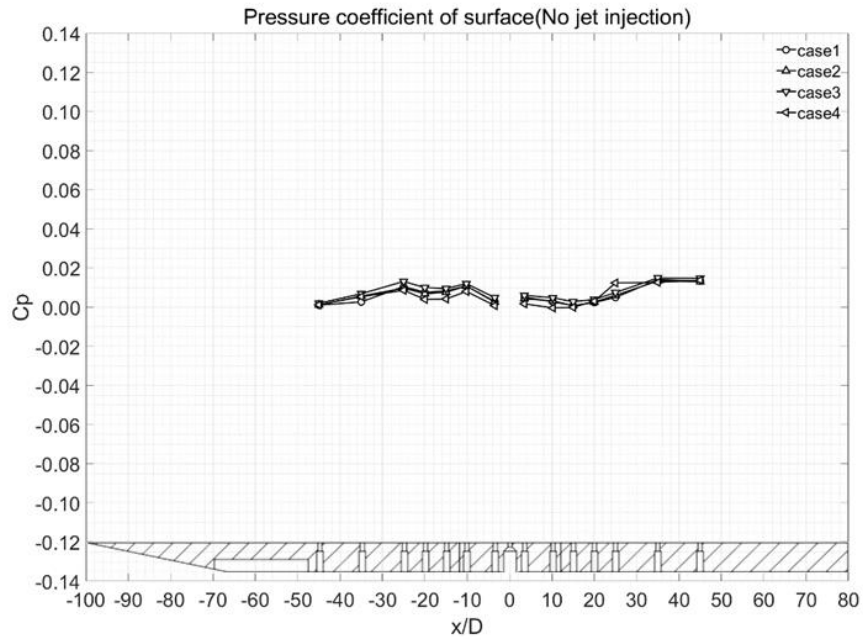


Figure 26 Pressure distribution over flat plate (No jet)

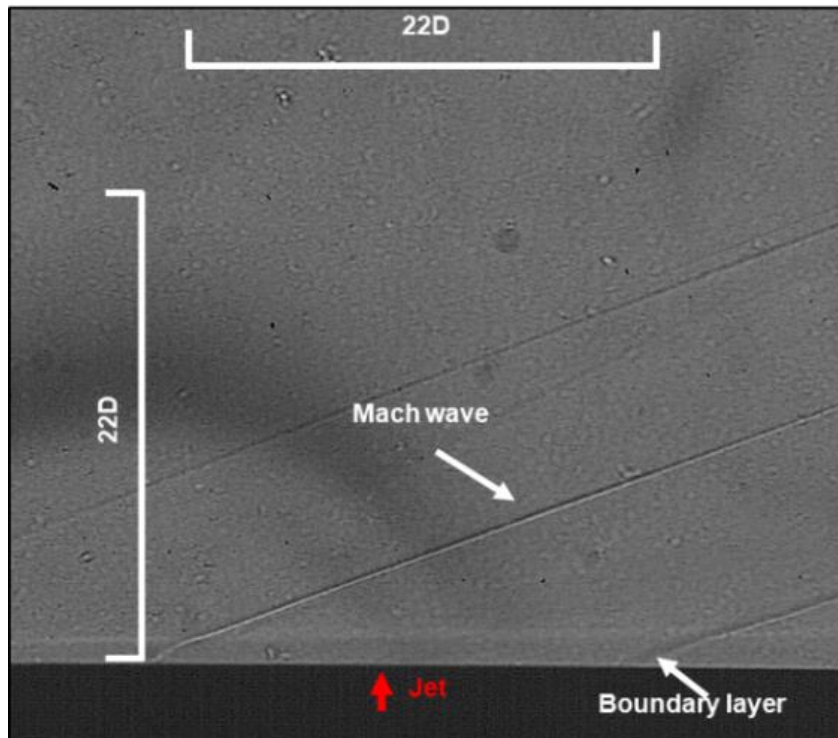


Figure 27 Schlieren visualization without nozzle jet

5.2 Compressed air 분사 실험

5.2.1 Compressed air 분사 실험 조건

수직 분사 제트 실험을 위해 작동 유체로서 압축 공기를 분사하였다. 압축 공기의 물성치는 다음과 같다.

비열비 : 1.4

분자량 : 28.964

기체상수 : 287.06 J/kg - K

Case 별 실험 조건은 Table. 1와 같다. 제트의 전압을 26 ~ 88로 설정하여 실험을 진행하였다. 분사 제트의 mass flux는 식 (9)와 같이 정의되며 각 case 마다 0.73 ~ 2.1 g/s 의 값을 갖는다.

$$\dot{m}_j = \rho_j u_j A_j = \frac{p_{0j} A_j}{\sqrt{R_j T_{0j}}} \sqrt{\gamma_j} \left(\frac{\gamma_j + 1}{2} \right)^{-\frac{\gamma_j + 1}{2(\gamma_j - 1)}} \quad (9)$$

자유류의 momentum 대비 분사 제트의 momentum ratio J 은 식 (10)와 같이 정의되며 각 case 마다 1.59 ~ 5.21의 값을 갖는다.

$$J = \frac{(\rho u^2)_j}{(\rho u^2)_\infty} = \frac{(p \gamma M^2)_j}{(p \gamma M^2)_\infty} \quad (10)$$

Table 1 Test conditions for compressed air injection experiments

Case	P_{0j}/P_{∞}	Mass flux [g/s]	Momentum ratio
5	26.87	0.73	1.59
6	27.89	0.73	1.67
7	40.58	1.08	2.40
8	40.91	1.08	2.43
9	54.54	1.43	3.25
10	58.49	1.43	3.36
11	80.75	2.11	4.76
12	87.66	2.10	5.21

5.2.2 Compressed air 분사 실험 결과

압축 공기 분사 결과 나타난 평판 압력 분포는 Fig. 28와 같다. 제트 출구 전방의 압력 계수는 0보다 큰 값을 나타내며 후방에서는 0보다 작은 값을 나타낸다. 분사 제트 전방에서는 bow shock에 의해 유동이 압축되어 자유류에 비해 압력이 상승하고, 제트 후방에서는 경계층 박리에 의해 압력이 감소하기 때문이다. 분사 제트의 전압이 증가할수록 bow shock의 세기가 증가하고 박리 영역도 커지므로 이러한 경향이 두드러지게 나타난다.

Fig. 29 ~ 36 슐리렌 기법을 통해 가시화한 제트 출구 주위의 유동 구조이다. 출구에서 분사된 제트가 자유류에서 팽창하며 형성되는

barrel shock을 관측할 수 있으며 그 위로 bow shock이 형성되는 것을 확인할 수 있다. 제트 전압이 증가할수록 bow shock의 기울기가 증가하게 된다.

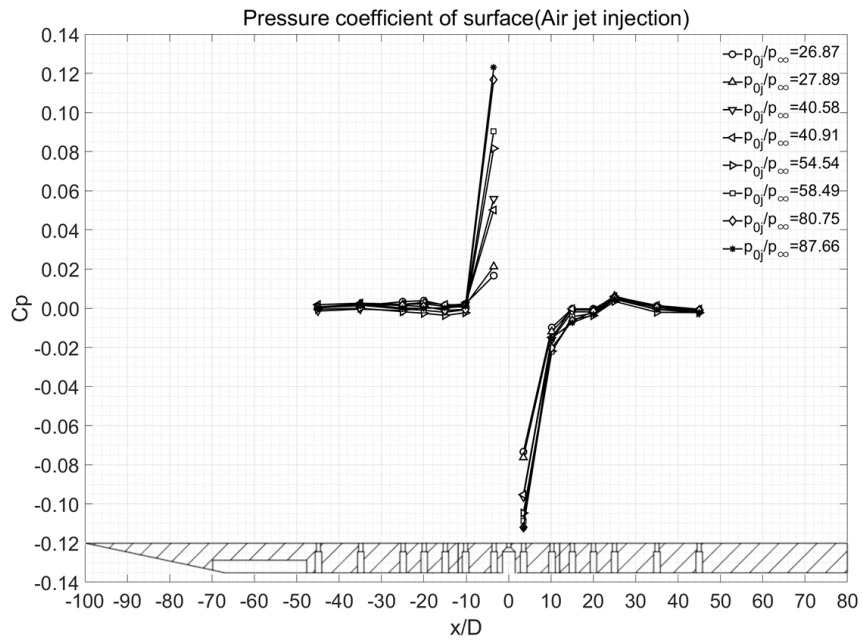


Figure 28 Pressure distribution over flat plate (Compressed air injection)

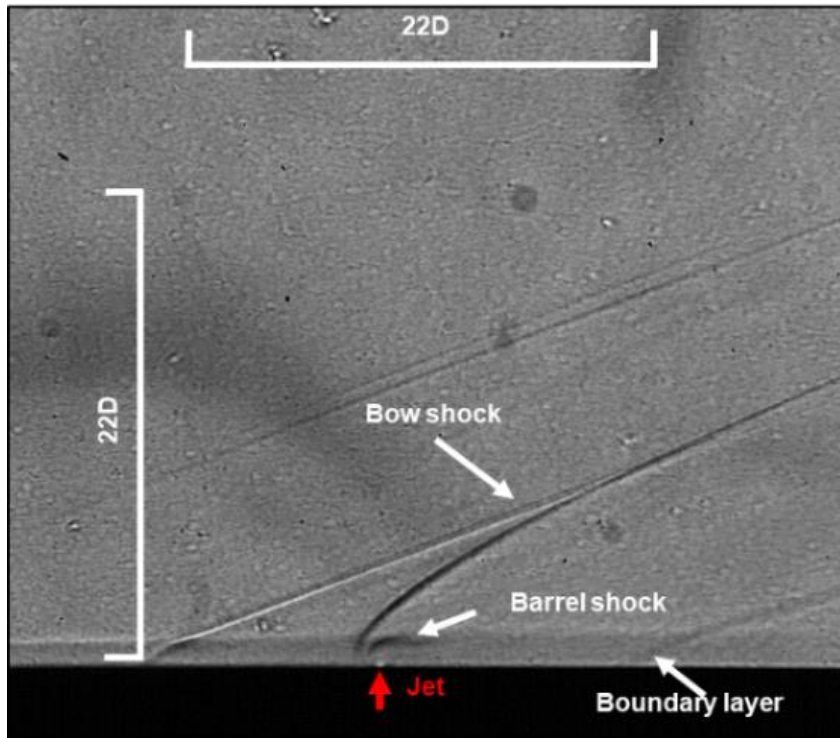


Figure 29 Schlieren visualization (Compressed air injection, $P_{0j}/P_{\infty} = 26.87$)

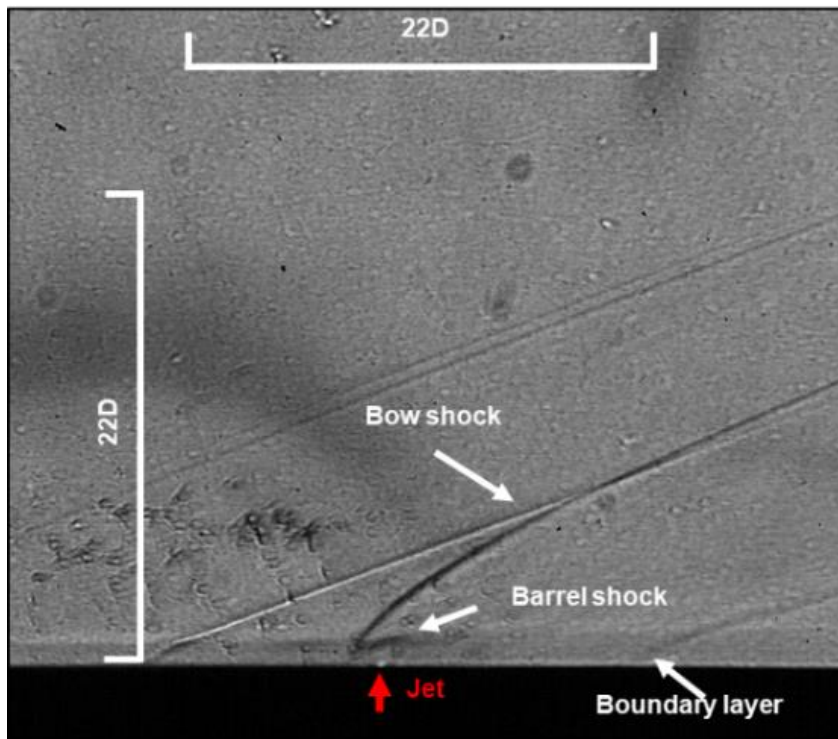


Figure 30 Schlieren visualization (Compressed air injection, $P_{0j}/P_{\infty} = 27.89$)

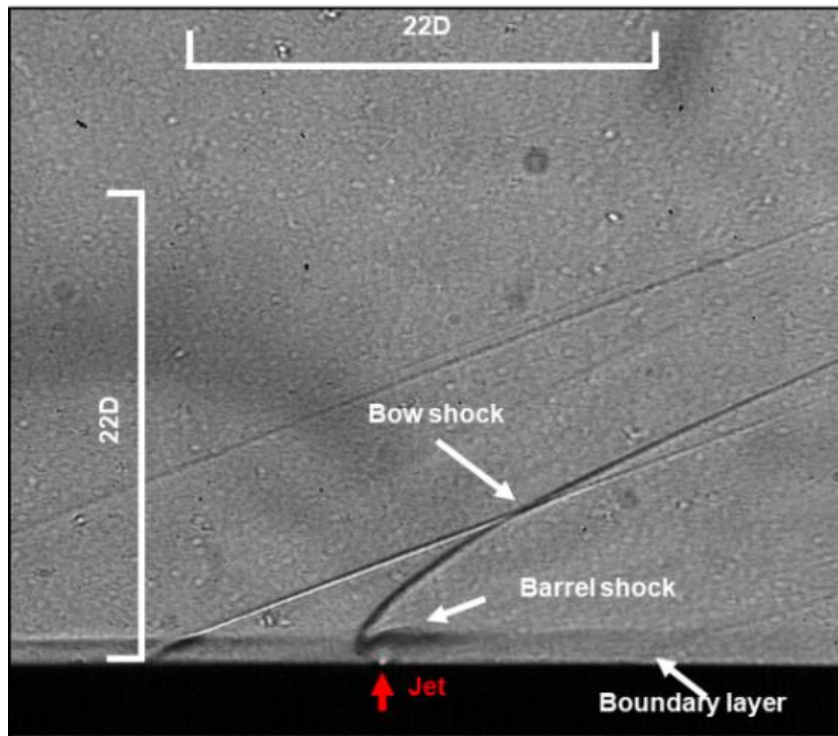


Figure 31 Schlieren visualization (Compressed air injection, $P_{0j}/P_{\infty} = 40.58$)

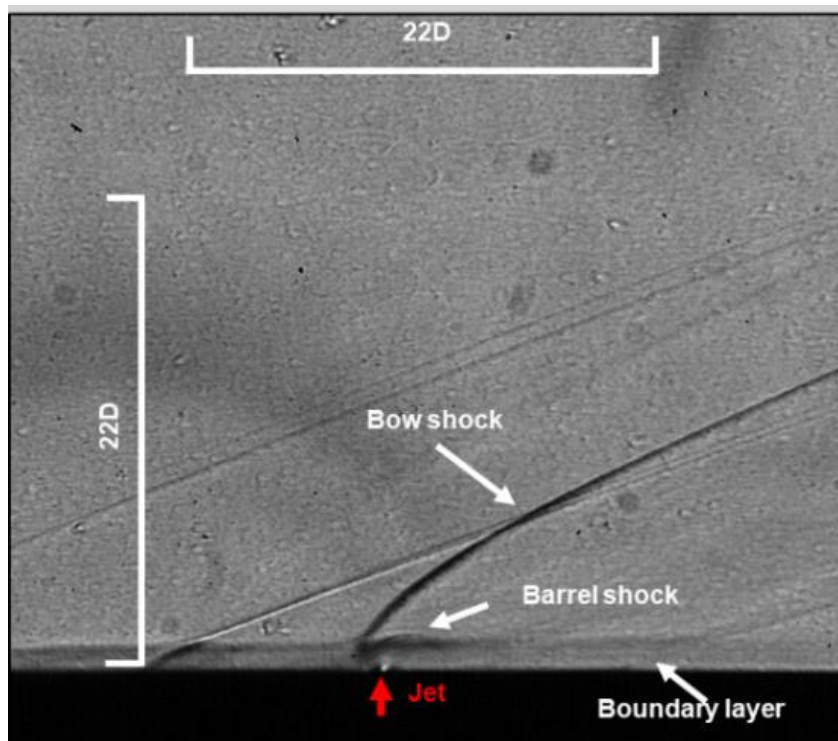


Figure 32 Schlieren visualization (Compressed air injection, $P_{0j}/P_{\infty} = 40.91$)

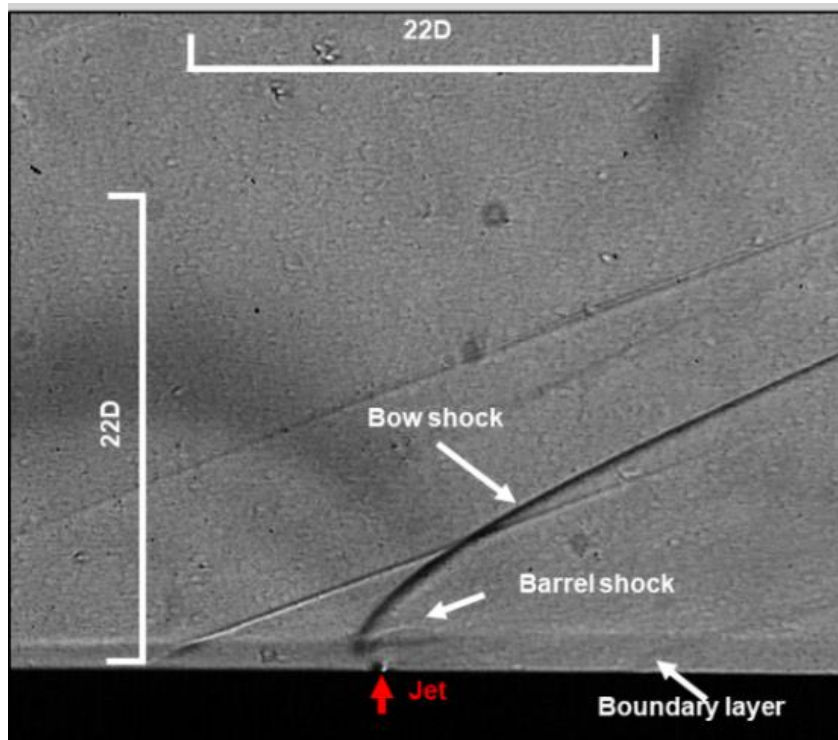


Figure 33 Schlieren visualization (Compressed air injection, $P_{0j}/P_{\infty} = 54.54$)

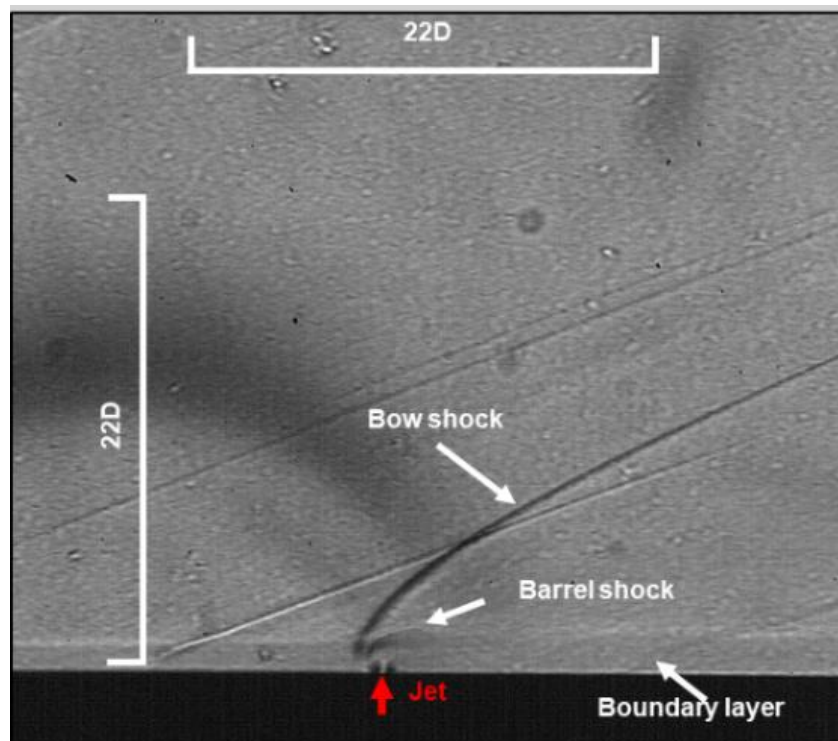


Figure 34 Schlieren visualization (Compressed air injection, $P_{0j}/P_{\infty} = 58.49$)

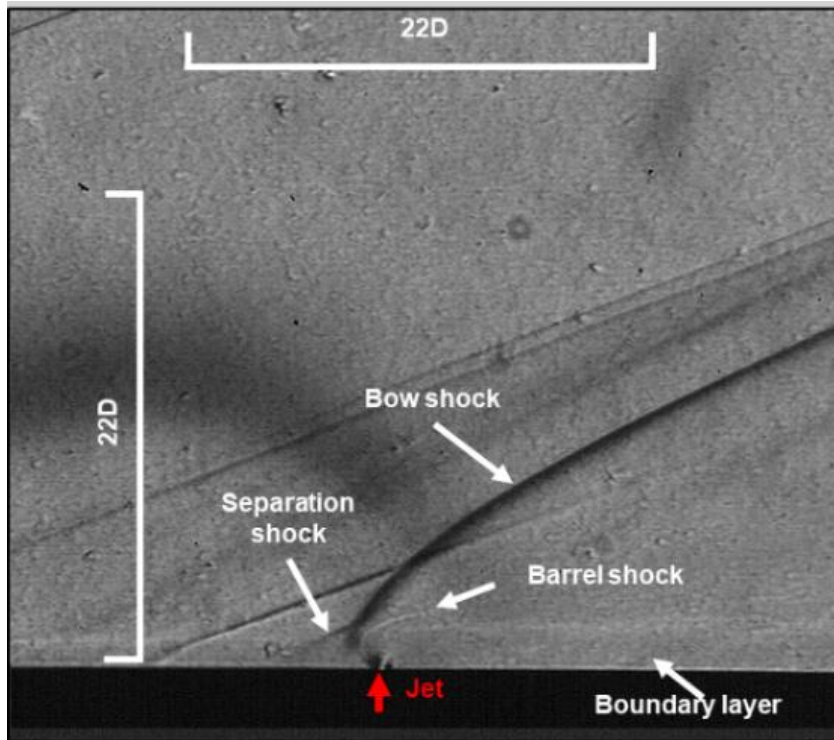


Figure 35 Schlieren visualization (Compressed air injection, $P_{0j}/P_{\infty} = 80.75$)

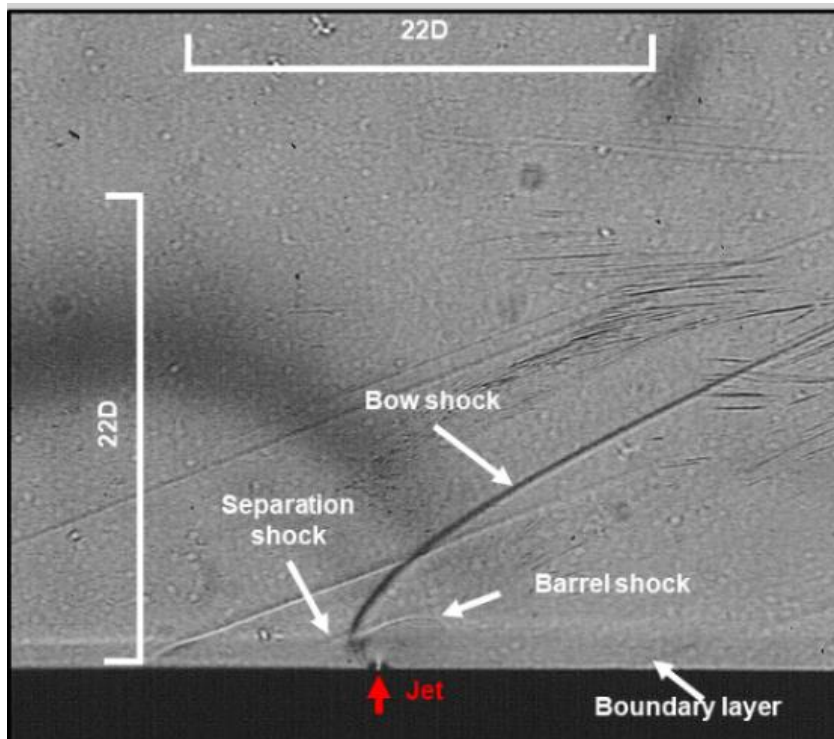


Figure 36 Schlieren visualization (Compressed air injection, $P_{0j}/P_{\infty} = 87.66$)

5.3 Helium 분사 실험

5.3.1 Helium 분사 실험 조건

헬륨 기체의 수직 분사 제트 실험을 수행하였다. 헬륨의 물성치는 다음과 같다.

비열비 : 1.659

분자량 : 4

기체상수 : 2078.20 J/kg – K

Case 별 실험 조건은 Table. 2와 같다. 제트의 전압을 30 ~ 83로 설정하여 실험을 진행하였다.

Table 2 Test conditions for helium injection experiments

Case	P_{0j}/P_{∞}	Mass flux [g/s]	Momentum ratio
13	30.88	0.29	2.01
14	45.78	0.44	2.95
15	46.15	0.44	2.99
16	57.53	0.59	3.73
17	58.88	0.59	3.79
18	81.70	0.82	5.33
19	83.17	0.81	5.38

5.3.2 Helium 분사 실험 결과

헬륨 기체의 수직 분사 제트 실험 결과 나타난 평판 압력 분포는 Fig. 37와 같다. 압축 공기를 분사했을 때와 마찬가지로의 경향을 확인할 수 있다. 제트 출구 전방에서 압력은 증가하고 후방에서 압력은 감소한다. Fig. 38 ~ 44의 유동 가시화 결과에서도 마찬가지로 제트 전압이 증가함에 따라 bow shock의 기울기가 증가하는 것을 볼 수 있다.

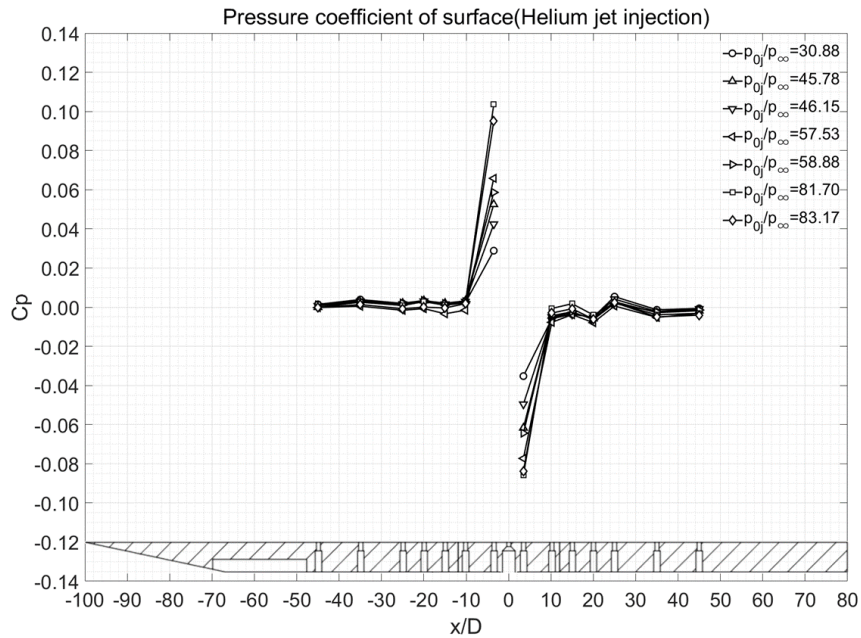


Figure 37 Pressure distribution over flat plate (Helium injection)

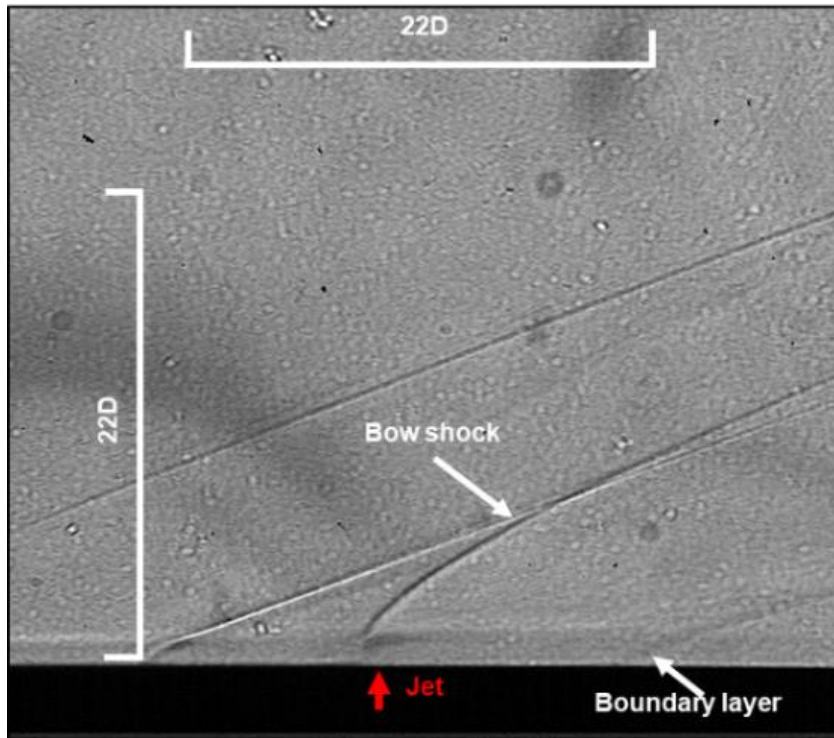


Figure 38 Schlieren visualization (Helium injection, $P_{0j}/P_{\infty} = 30.88$)

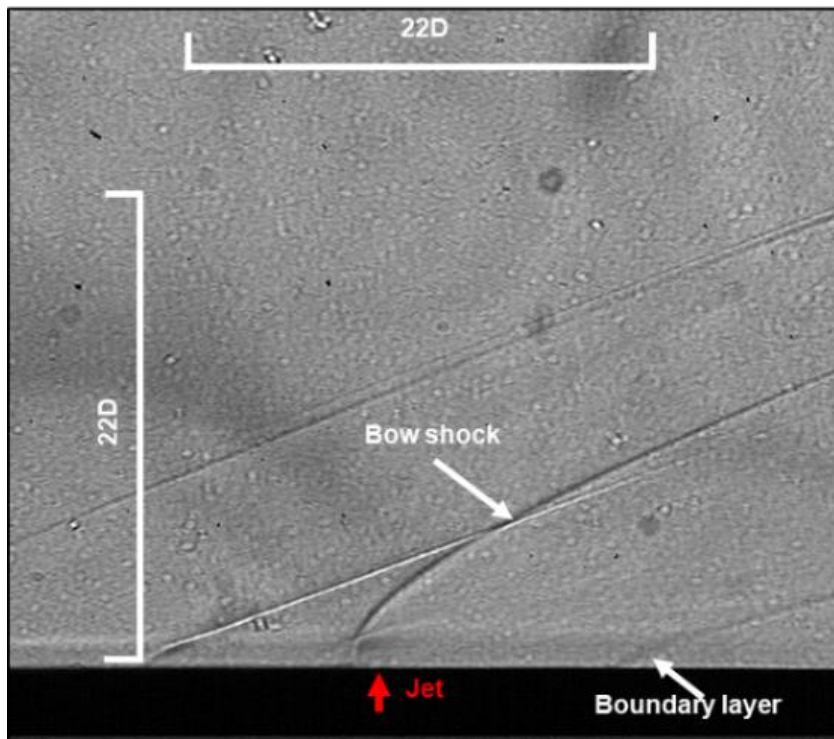


Figure 39 Schlieren visualization (Helium injection, $P_{0j}/P_{\infty} = 45.78$)

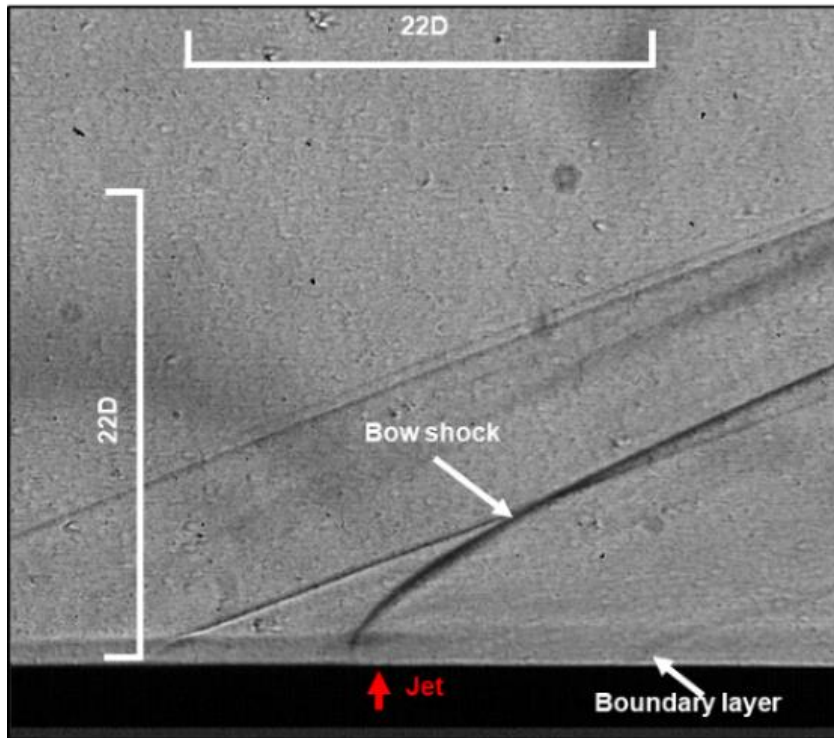


Figure 40 Schlieren visualization (Helium injection, $P_{0j}/P_{\infty} = 46.15$)

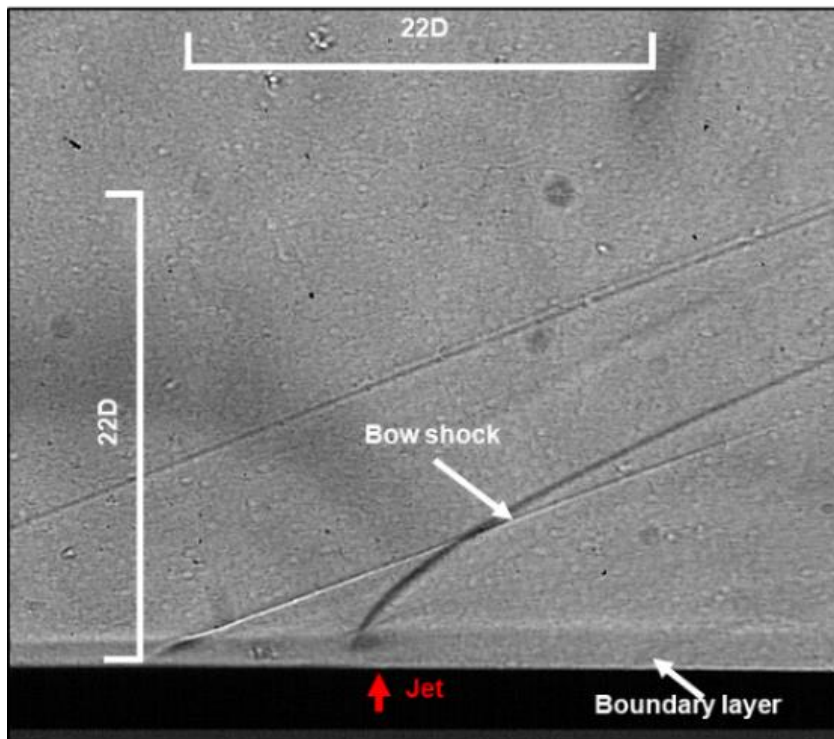


Figure 41 Schlieren visualization (Helium injection, $P_{0j}/P_{\infty} = 57.53$)

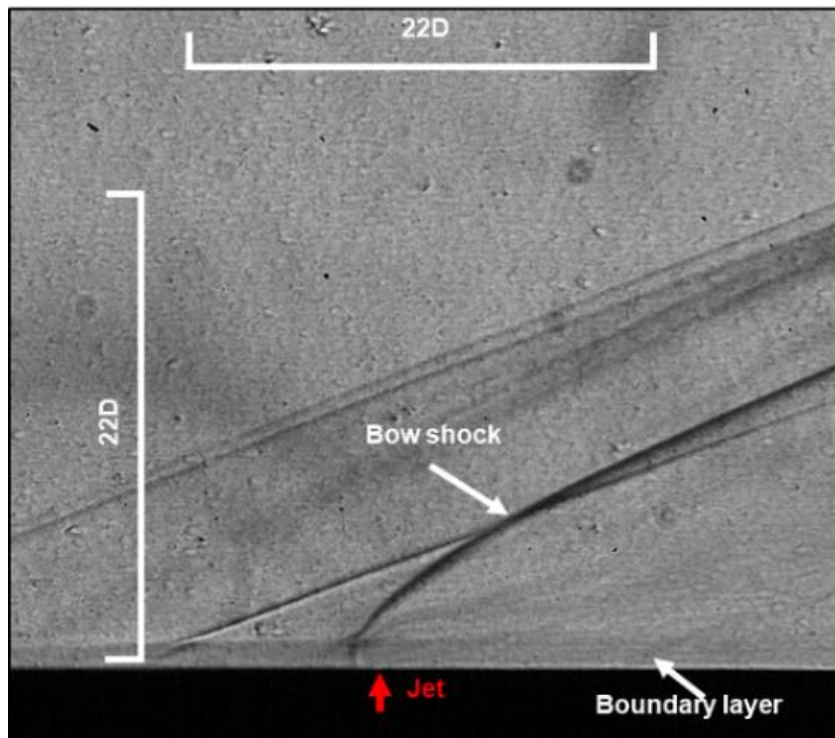


Figure 42 Schlieren visualization (Helium injection, $P_{0j}/P_{\infty} = 58.88$)

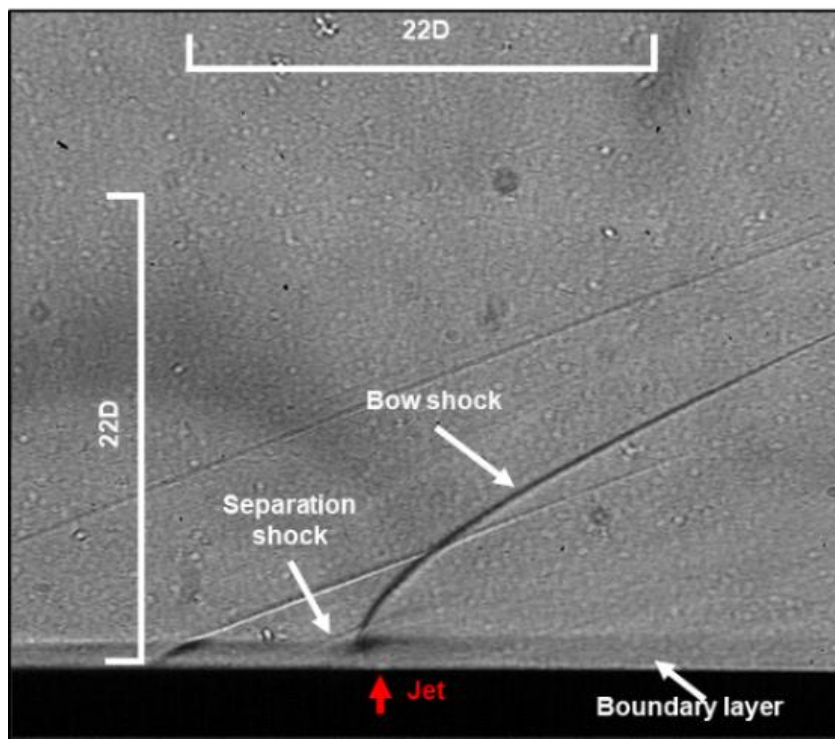


Figure 43 Schlieren visualization (Helium injection, $P_{0j}/P_{\infty} = 81.70$)

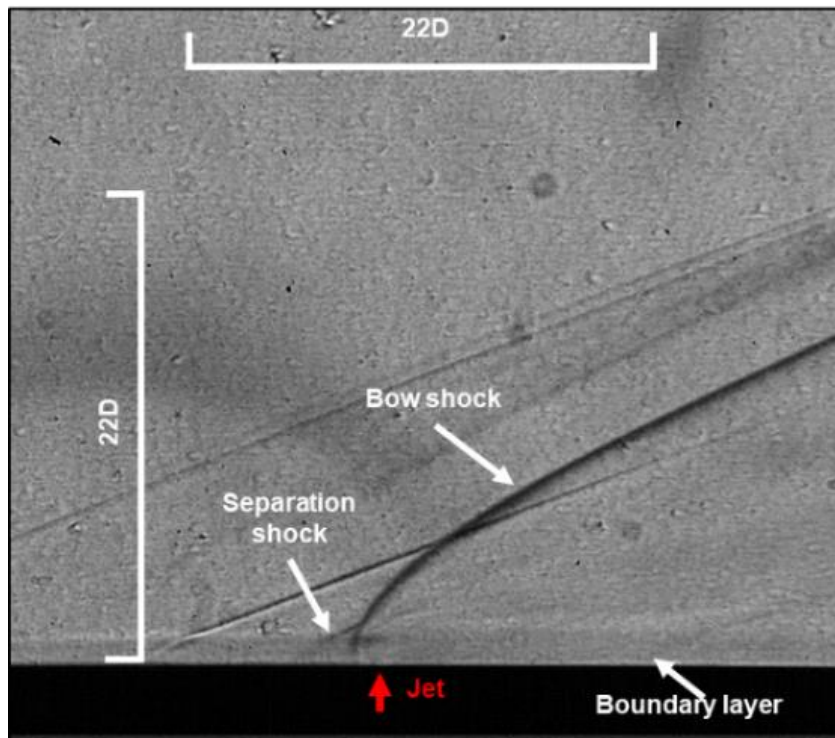


Figure 44 Schlieren visualization (Helium injection, $P_{0j}/P_{\infty} = 83.17$)

5.4 Argon 분사 실험

5.4.1 Argon 분사 실험 조건

아르곤 기체의 수직 분사 제트 실험을 수행 하였다. 아르곤의 물성치는 다음과 같다.

비열비 : 1.658

분자량 : 39.944

기체상수 : 208.15 J/kg – K

Case 별 실험 조건은 Table. 3와 같다. 제트의 전압을 26 ~ 73로 설정하여 실험을 진행하였다.

Table 3 Test condition for argon injection experiments

Case	P_{0j}/P_{∞}	Mass flux [g/s]	Momentum ratio
20	26.04	0.92	1.68
21	42.05	1.39	2.71
22	55.80	1.85	3.60
23	73.81	2.57	4.77

5.4.2 Argon 분사 실험 결과

아르곤 기체를 분사하였을 때 평판 압력 분포 및 제트 출구 주위 유동 구조는 Fig. 45 ~ 49와 같다. 평판 압력 분포와 유동 가시화 결과는 앞의 두 실험과 동일한 경향성을 보인다.

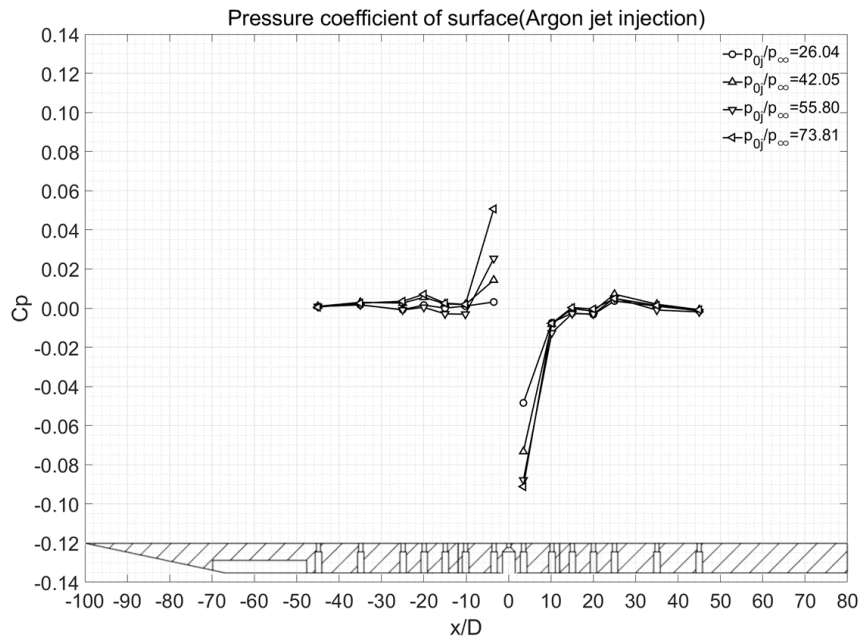


Figure 45 Pressure distribution over flat plate (Argon injection)

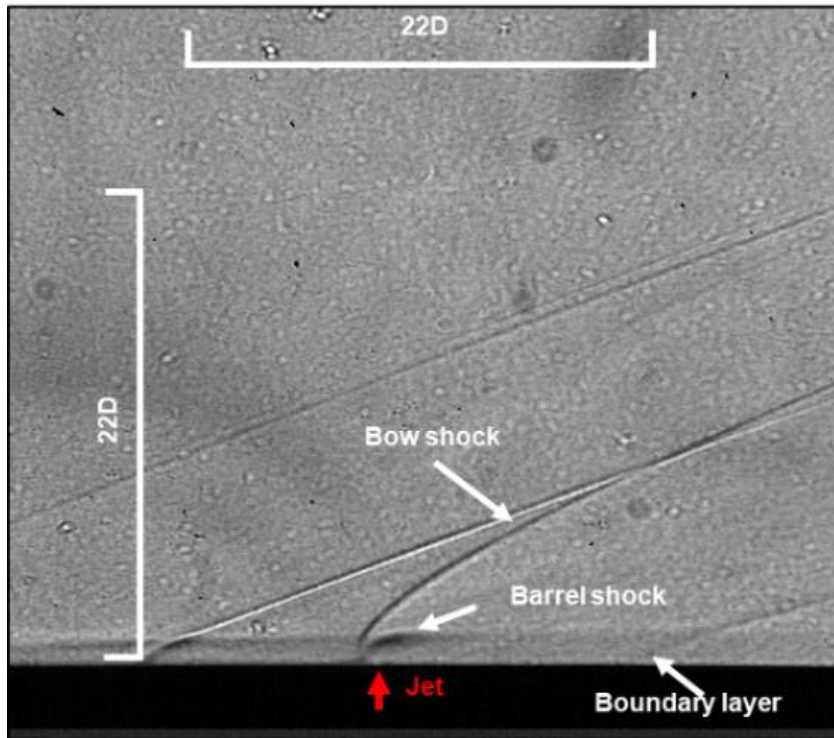


Figure 46 Schlieren visualization (Argon injection, $P_{0j}/P_{\infty} = 26.04$)

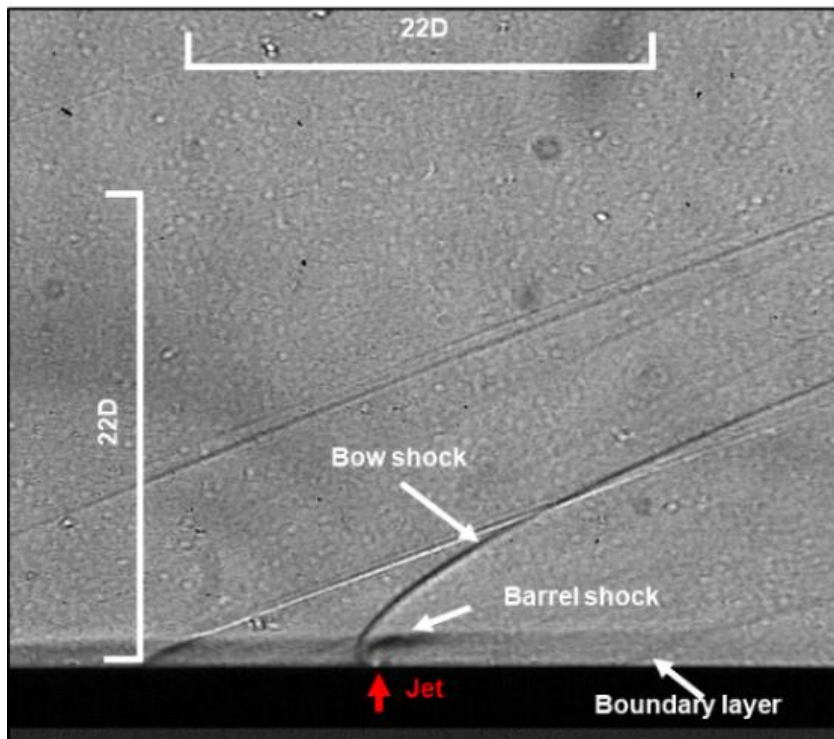


Figure 47 Schlieren visualization (Argon injection, $P_{0j}/P_{\infty} = 42.05$)

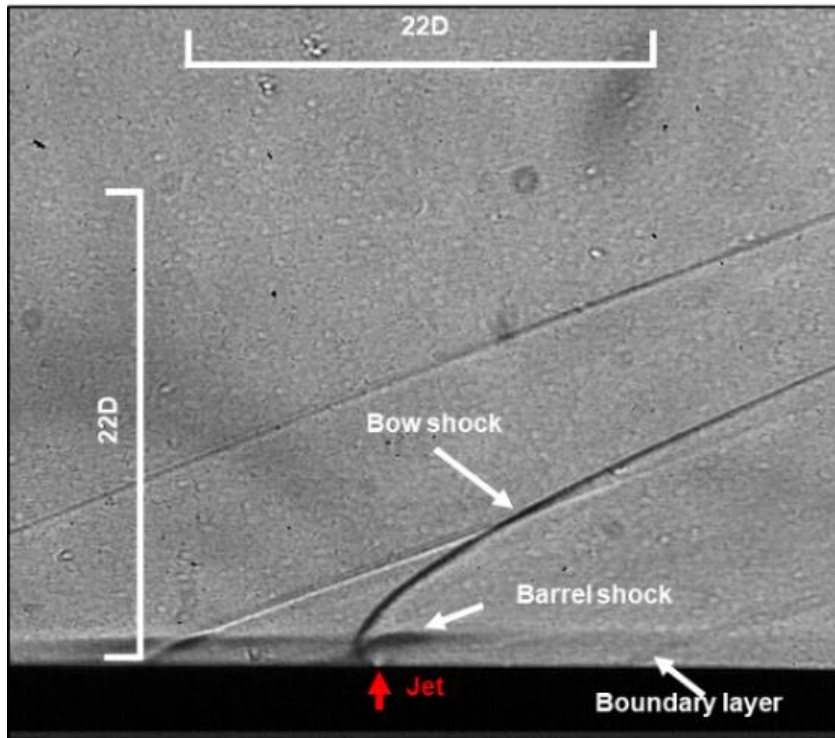


Figure 48 Schlieren visualization (Argon injection, $P_{0j}/P_{\infty} = 55.80$)

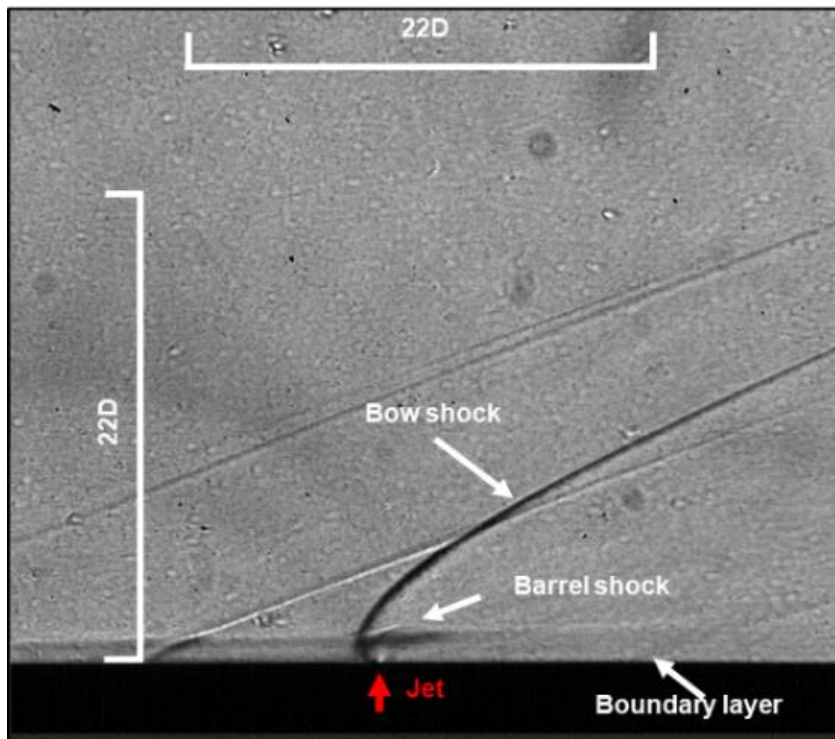


Figure 49 Schlieren visualization (Argon injection, $P_{0j}/P_{\infty} = 73.81$)

5.5 작동 유체 종류의 영향

3개의 실험에서 사용한 수직 분사 제트의 작동 유체 종류와 물성치는 Table. 4와 같다.

Table 4 Characteristics of injectant

	Compressed air	Helium	Argon
γ	1.4	1.659	1.658
Molecular weight	28.964	4	39.944
Gas constant	287.06	2078.20	208.15

수직 분사 제트의 작동 유체가 평판 유동의 공력 특성에 미치는 영향을 확인하기 위하여 압력 변화가 가장 큰 두 지점(제트 출구 전후방)의 압력 계수 값을 비교하였다. Fig. 50 ~ 51은 각 실험 case별로 momentum ratio에 대한 제트 출구 주위 압력 변화를 나타낸 것이다. 공기를 분사하였을 경우 헬륨과 아르곤을 분사한 경우보다 제트 출구 주위의 압력 변화가 더 큰 것을 확인할 수 있다.

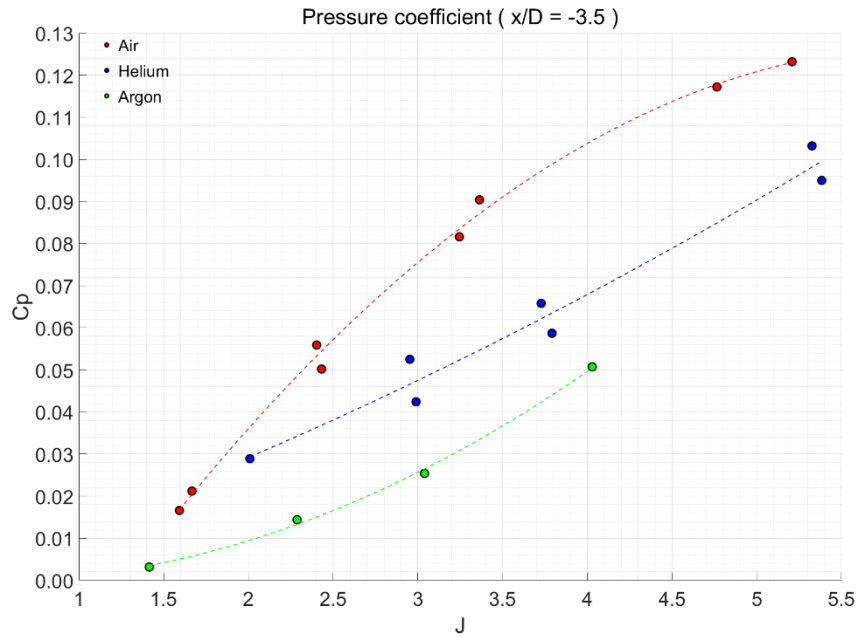


Figure 50 Pressure coefficient at $x/D=-3.5$

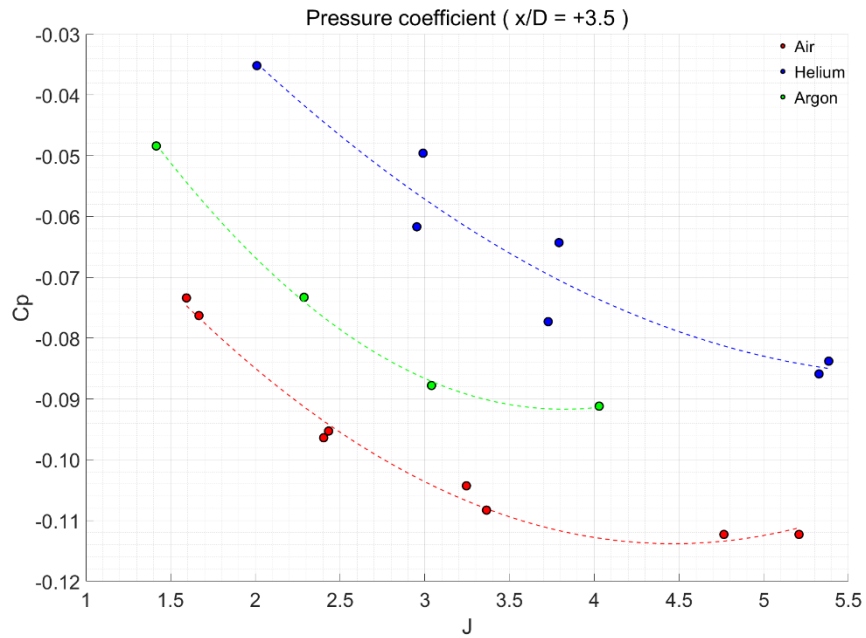


Figure 51 Pressure coefficient at $x/D=+3.5$

아르곤의 경우 공기에 비하여 분자량이 더 크지만 평판의 압력 변화가 더 작게 나타난다. 또한 헬륨의 경우 기체 상수 값이 공기에 비해 10배 가량 높지만 평판 압력 변화는 더 작게 나타난다. 따라서 수직 분사 제트의 분자량 및 기체 상수는 평판 유동의 공력 변화에 대해 지배적인 영향을 미치지 않는다고 생각할 수 있다.

수축 노즐을 통해 제트가 분사되는 경우 출구를 통과한 유동은 출구 밖에서 팽창하여 barrel shock을 형성하게 된다. 출구에서 유동이 팽창할 때 팽창각은 식 (11)의 prandtl-meyer 함수와 관련된다.

$$v(M) = \sqrt{\frac{\gamma + 1}{\gamma - 1}} \tan^{-1} \sqrt{\frac{\gamma - 1}{\gamma + 1} (M^2 - 1)} - \tan^{-1} \sqrt{M^2 - 1} \quad (11)$$

식 (11)에 의하면 기체의 비열비가 클수록 팽창각은 감소하며 비열비가 작을수록 팽창각은 커진다. 즉, 기체의 비열비가 작을 때 Fig. 52와 같이 barrel shock의 크기가 더 커진다.

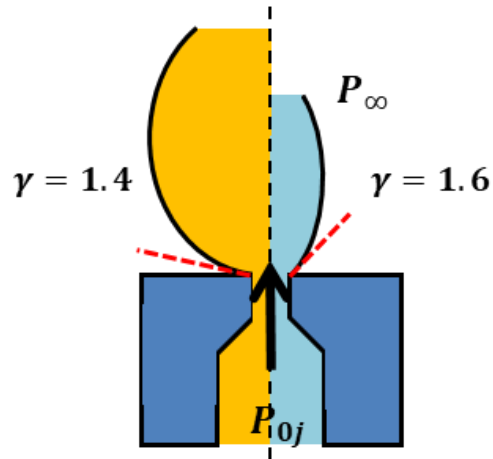


Figure 52 Size of barrel shock with specific heat ratio

Barrel shock은 초음속 자유류에 대해 blunt body와 같은 경계 조건으로 작용하게 되며 그 크기가 클수록 수직 분사 제트 주위에 생성되는 bow shock의 기울기가 증가하며 경계층 박리 영역 또한 증가한다. 따라서 제트 작동 유체의 비열비가 작을수록 bow shock의 세기와 박리 영역이 증가하고 압력 분포의 변화 또한 증가한다.

6 결 론

본 연구에서는 초음속 풍동 실험을 통해 초음속 자유류에서 수직 방향 제트가 분사 될 경우 발생하게 되는 제트 간섭 효과에 대해 분석하였다. 서울대학교 초음속 풍동을 이용하여 마하수 3의 초음속 자유류를 모사하였으며 평판 모델을 설계 및 제작하여 실험을 수행하였다. 모델 내에 설치된 수축 노즐에 우레탄 튜브를 통해 기체를 공급하였고 이를 통해 수직 분사 제트 유동을 모사하였다. 실험에는 압축공기, 헬륨, 아르곤을 사용하였으며 고압 탱크에 저장된 기체를 압력 레귤레이터를 통해 압력을 낮춰 공급하였다. 압력 센서와 DAQ 장비를 통해 수직 분사 제트 출구 주위의 평판 압력 분포를 측정하였으며 실리컨 시스템을 통해 분사 제트에 의해 발생하는 유동 구조를 가시화하여 관측하였다.

수직 분사 제트의 출구 전방에서는 bow shock으로 인한 압축 효과가 발생하여 압력이 상승하고 후방에서는 경계층 박리로 인하여 압력이 감소한다. 이러한 현상은 제트의 비열비가 작을수록, 전압이 클수록 더 두드러지게 나타났다.

본 연구를 통해 초음속 자유류에서 수직 분사 유동에 의한 제트 간섭 효과에 대한 기초 연구를 수행하였다. 제트 작동 유체의 전압 및 비열비 등의 물성치가 평판의 공력 성능에 미치는 영향을 확인하였으며 추후 초음속 유동 제어를 위한 synthetic actuator 및 spark jet plasma actuator의 개발을 위한 기초연구로서 활용할 수 있을 것으로 판단된다.

7 참고문헌

- [1] Fleeman, Eugene L. *Tactical missile design*. Reston: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2006.
- [2] Glezer, A., and Amitay, M., "Synthetic jets," *Annual Review of Fluid Mechanics*, vol. 34, 2002, pp. 503–529.
- [3] Emerick, T., et al. "SparkJet characterizations in quiescent and supersonic flowfields." *Experiments in fluids* 55.12 (2014): 1858.
- [4] Spaid, F. W., and E. Zukoski. "Secondary injection of gases into a supersonic flow." *AIAA journal* 2.10 (1964): 1689-1696.
- [5] Paul A. Czysz, "Correlation of Wind Tunnel Blockage Data", Technical Documentary Report No. ASD-TDR-63-230, DEFENCE DOCUMENTATION CENTER, 1963.
- [6] Schetz, Joseph A., Luca Maddalena, and Scott K. Burger. "Molecular weight and shock-wave effects on transverse injection in supersonic flow." *Journal of Propulsion and Power* 26.5 (2010): 1102-1113.
- [7] Brandeis, Julius, and Jacob Gill. "Experimental investigation of side-jet steering for supersonic and hypersonic missiles." *Journal of Spacecraft and Rockets* 33.3 (1996): 346-352.
- [8] Billig, F. S., and J. A. Schetz. "Penetration of gaseous jets injected into a supersonic stream." *Journal of Spacecraft and Rockets* 3.11 (1966): 1658-1665.

- [9] Hawkins, P. F., H. Lehman, and J. A. Schetz. "Structure of highly underexpanded transverse jets in a supersonic stream." *AIAA journal* 5.5 (1967): 882-884.
- [10] Amick, J. L., and N. E. Hawk. "Two-dimensional secondary jet interaction with a supersonic stream." *AIAA Journal* 5.4 (1967): 655-660.
- [11] Spaid, F. W., and E. E. Zukoski. "A study of the interaction of gaseous jets from transverse slots with supersonic external flows." *AIAA journal* 6.2 (1968): 205-212.
- [12] Werle, M. J., R. T. Driftmyer, and D. G. Shaffer. "Jet-interaction-induced separation-The two-dimensional problem." *AIAA Journal* 10.2 (1972): 188-193.
- [13] Erdem, Erinc, and Konstantinos Kontis. "Numerical and experimental investigation of transverse injection flows." *Shock Waves* 20.2 (2010): 103-118.
- [14] Anderson Jr, John D. *Hypersonic and high-temperature gas dynamics*. American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2006.
- [15] John, James EA. "Gas dynamics." (1984).
- [16] 노오현. "압축성 유체 유동." (2004): 1-210.
- [17] Goin, Kenneth L., and Alan Pope. *High speed wind tunnel testing*. Wiley, 1965.

Abstract

Experimental Study of Effects of Transverse Jet on Aerodynamic Characteristics of Supersonic flat plate

Garam Kim

Aerospace Engineering

The Graduate School

Seoul National University

Transverse jet in supersonic flow can be used for several aerodynamic applications. When a transverse jet is injected into the supersonic flow, a complex flow field is created which is known as the jet interaction.

This paper studies experimentally the aerodynamic characteristics of transverse jet in supersonic flow. The experiments were conducted in Seoul National University supersonic wind tunnel and the Mach number of free stream was 3. A flat plate model was mounted in test section of supersonic wind tunnel. The gaseous injector nozzle was located on the flat plate model. Surface pressure distribution over flat plate is measured by pressure scanner which is connected with pressure tap on the flat plate model. Z-type Schlieren visualization was conducted to measure the structure of flow near the gaseous injector nozzle. Experiments were conducted with changing the injectants and stagnation pressure of jet to investigate the effects of transverse jet

on aerodynamic characteristics of supersonic flat plate.

Through these experiments, jet interaction which occur at transverse jet in supersonic free stream was investigated. The results can be used for basic research for developing spark jet actuator to control supersonic flow.

Key words : transverse jet, jet interaction, supersonic flow control, Schlieren
flow visualization, supersonic wind tunnel

Student number : 2017 – 26364